



**VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ**

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

**FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ**

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

**ENERGETICKÝ ÚSTAV**

ENERGY INSTITUTE

**OBECNÉ ZÁSADY PŘI TRANSFORMACI  
LETECKÉHO TURBOKOMPRESOROVÉHO  
MOTORU NA AERODERIVÁT**

GENERAL WAYS FOR TRANSFORMATION AIRCRAFT JET ENGINE TO  
AERODERIVATIVE

**BAKALÁŘSKÁ PRÁCE**

BACHELOR'S THESIS

**AUTOR PRÁCE**

AUTHOR

**Šimon Pokorný**

**VEDOUCÍ PRÁCE**

SUPERVISOR

**Ing. Jiří Škorpík, Ph.D.**

**BRNO 2019**



## Zadání bakalářské práce

Ústav: Energetický ústav  
Student: Šimon Pokorný  
Studijní program: Strojírenství  
Studijní obor: Základy strojního inženýrství  
Vedoucí práce: Ing. Jiří Škorpík, Ph.D.  
Akademický rok: 2018/19

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a  
zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

### Obecné zásady při transformaci leteckého turbokompresorového motoru na aeroderivát

#### Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Aeroderivát je upravený letecký turbokompresorový motor určený pro stacionární aplikace. Požadavky na letecký motor jsou samozřejmě jiné než na stacionární spalovací turbínu. Úkolem studenta je popsat obecné odlišnosti těchto dvou turbín a postupy jejich transformace.

#### Cíle bakalářské práce:

- (1) Princip spalovací turbíny.
- (2) Funkce spalovací turbíny v leteckých aplikacích a požadavky na ně.
- (3) Požadavky na stacionární spalovací turbíny v energetice.
- (4) Základní způsoby transformace letecké spalovací turbíny na aeroderivát pro energetiku.

#### Seznam doporučené literatury:

HOCKO, Marián. Transformace leteckých lopatkových motorů na spalovací turbíny, 2012. Plzeň:  
Západočeská univerzita v Plzni, ISBN 978-80-261-0218-2.

ŠKORPÍK, Jiří. Transformační technologie. on-line pokračující zdroj. <http://www.transformacni-technologie.cz/>. ISSN 1804-8293.

GIAMPAOLO, Tony. Gas Turbine Handbook, Principles and Practice, 2002. New York: Fairmont Press.  
ISBN 978-1-4398-0191-8.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2018/19

V Brně, dne

L. S.

---

doc. Ing. Jiří Pospíšil, Ph.D.  
ředitel ústavu

---

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.  
děkan fakulty

## **ABSTRAKT**

Záměrem této bakalářské práce je popis obecných zásad transformace leteckého turbokompresorového motoru na aeroderivát. Součástí práce jsou elementární funkční principy a konstrukční provedení spalovacích turbín využívaných pro letecké aplikace. Na ně navazují stacionární pohonné jednotky určené pro produkci elektrické energie. Poslední kapitola práce uvádí samostatné transformační postupy při změně leteckého proudového motoru na aeroderivát.

### **Klíčová slova**

Aeroderivát, letecký motor, turbína, proudový motor, energetika

## **ABSTRACT**

Purpose of these Bachelor thesis is to apprise the reader with the general principles of transformation aircraft turbojet to aeroderivative. Part of the work are elementary functional principles and structural design of combustion turbine used for aircraft applications. They are connected to stationary power units designed to produce electricity. The last chapter introduces separate transformation processes to change aircraft turbojet to aeroderivative.

### **Key words**

Aeroderivative, aircraft engine, turbine, turbojet, energetic

## **BIBLIOGRAFICKÁ CITACE**

POKORNÝ, Š. *Obecné zásady při transformaci leteckého turbokompresorového motoru na aeroderivát*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2019. 51 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Jiří Škorpík, Ph.D.

## ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma Obecné zásady při transformaci leteckého turbokompresorového motoru na aeroderivát vypracoval samostatně pod kvalifikovaným dohledem vedoucího práce Ing. Jiřího Škorpíka Ph.D. Při tvorbě práce bylo použito odborné literatury a konzultací, uvedených v seznamu na konci této práce.

---

Datum

---

*Šimon Pokorný*

## **PODĚKOVÁNÍ**

Tímto bych chtěl poděkovat svému vedoucímu práce Ing. Jiřímu Škorpíkovi Ph.D za kvalifikované vedení mé závěrečné práce včetně cenných rad a připomínek při konzultacích.



# **OBSAH**

ÚVOD .....	11
1 Tepelný oběh spalovací turbíny .....	12
1.1 Braytonův cyklus .....	12
1.1.1 Termodynamické děje .....	13
1.1.2 Veličiny Braytonova oběhu .....	14
1.1.3 Odvození účinnosti .....	15
1.2 Porovnání tepelných cyklů .....	15
2 Proudové letecké motory .....	17
2.1 Obecná kritéria .....	17
2.2 Podstatné komponenty .....	18
2.2.1 Vstupní ústrojí .....	18
2.2.2 Kompresní část .....	19
2.2.3 Spalovací komora .....	21
2.2.4 Turbína .....	21
2.2.5 Výstupní ústrojí .....	22
2.3 Lopatkové proudové motory letadel .....	23
2.3.1 Jednoproudé letecké motory .....	23
2.3.2 Dvouproudové letecké motory .....	24
2.3.3 Turbohřídelové a Turbovrtulové letecké motory .....	24
3 Stacionární spalovací turbíny .....	26
3.1 Typy stacionárních spalovacích turbín .....	27
3.1.1 Klasické spalovací turbíny stacionárních aplikací .....	27
3.1.2 Mikroturbíny .....	27
3.1.3 Spalovací turbíny vzniklé z leteckých motorů .....	28
3.2 Oblasti využití stacionárních spalovacích turbín .....	28
3.2.1 Oblast plynového průmyslu .....	28
3.2.2 Dopravní průmysl .....	28
3.2.3 Oblast energetiky .....	28
3.2.4 Kogenerační jednotky .....	29
4 Transformované spalovací turbíny .....	30
4.1 Transformační uzly konstrukce motoru .....	31
4.1.1 Uložení jednotky .....	31
4.1.2 Vstupní ústrojí .....	33
4.1.3 Kompresorové ústrojí .....	33
4.1.4 Spalovací komora .....	35
4.1.5 Turbína .....	36
4.1.6 Výstupní ústrojí .....	36
4.2 Pomocné systémy chodu .....	38
4.2.1 Systém startu .....	38
4.2.2 Systém automatického řízení a kontroly .....	39
4.2.3 Palivový systém .....	39
4.2.4 Mazací systém .....	39
4.2.5 Systém regulace vstupního vzduchu .....	40

4.2.6	Systém údržby kompresoru .....	40
4.2.7	Protipožární ochranný systém.....	41
4.3	Vybrané aeroderivační jednotky.....	41
4.3.1	LM100S GE .....	41
4.3.2	LM6000 GE.....	42
4.3.3	SGT-A65 Siemens .....	42
4.3.4	FT4000 SWIFTPAC PWPS.....	43
ZÁVĚR.....		44
SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ.....		45
SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ.....		48
SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK.....		49
SEZNAM OBRÁZKŮ.....		50
SEZNAM TABULEK.....		51

## ÚVOD

Počátky prvních pokusů vynést lidskou bytost nad zemský povrch do výše mraků s pomocí všemožných konstrukcí a pohonných jednotek neznaly hranic. Lidé nezdědka nasazovali vlastní životy k pokoření dříve nedosažitelných cílů. Trvalo desítky let, než první letečtí konstruktéři sestrojili pohon schopný plynulého letu na delší vzdálenosti.

Situace ve světě dnes vyznává poněkud jiné hodnoty. Vynést vzhůru jakýkoliv objekt nebývá pro současné letecké inženýry zásadní překážkou. Disponujeme rozsáhlou řadou vyspělých leteckých pohonných jednotek požadovaných výkonů, konstrukčního provedení a velikostí. Nyní jsou však kladeny mnohem více přísnější požadavky na jejich provozování. Hlavním kritériem se stala bezpečnost přepravy cestujících společně s tlakem na snižování provozních nákladů při zachování ekonomického efektu maximální životnosti všech částí letadla, především pohonných jednotek.

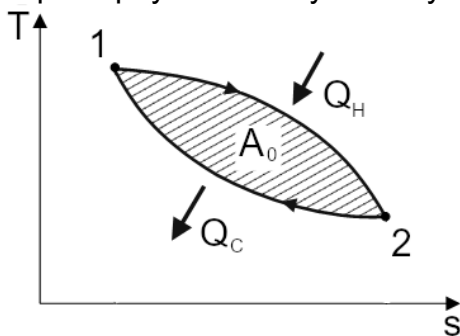
Překročí-li letecký proudový motor maximální dovolenou časovou operační činnost, musí být neprodleně nahrazen motorem novým, aby se předešlo možnému riziku poruchy. Vyřazený letecký motor sice zůstává nadále zcela provozuschopný, nicméně nesplňuje přísné předpisy pro bezpečnost letového provozu.

Užitečné využití pro takové vyřazené sofistikované pohonné jednotky se jeví v energetickém odvětví, kde může posloužit jako stacionární zařízení pro přeměnu mechanické práce z výstupní hřídele na elektrickou energii prostřednictvím generátoru. Částečnou změnou konstrukčního provedení lze dospět k transformaci leteckého turbokompresorového motoru na stacionární pohonnou jednotku, označenou jako aeroderivát. Transformací leteckého motoru lze dosáhnout vysokých ekonomických úspor a energetických zisků.

První teoretická kapitola této práce pojednává o primárních zákonitostech tepelných cyklů spalovacích turbín určených k leteckým aplikacím. V dalších kapitolách jsou uvedeny podstatné konstrukční poznatky z odvětví leteckých pohonných jednotek a stacionárních spalovacích turbín. V poslední části jsou pak popsány zásadní požadavky k transformaci leteckého proudového motoru na aeroderivát.

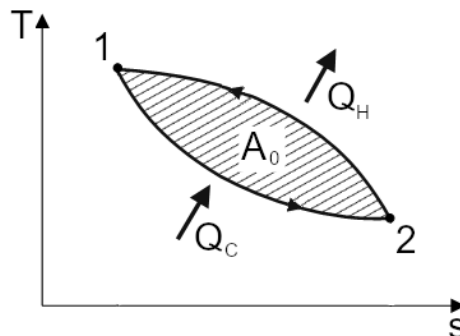
## 1 Tepelný oběh spalovací turbíny

Veškerá zařízení využívající pracovní látku ve formě tepla a jeho tepelného přenosu jako například spalovací motory automobilů, spalovací turbíny pro letecký průmysl nebo pro elektrárny či kompresory a mnoho dalších zařízení vychází z tepelných oběhů. Tepelný oběh neboli cyklus v termodynamické soustavě tvoří několik postupných termodynamických dějů.



$Q_H$  – přivedené teplo,  $Q_C$  – odvedené teplo,  $A_0$  – práce cyklu

Obr. 1 – T-s diagram obecného tepelného motoru, [2] upraveno autorem



Obr. 2 – T-s diagram obecného tepelného čerpadla, [2] upraveno autorem

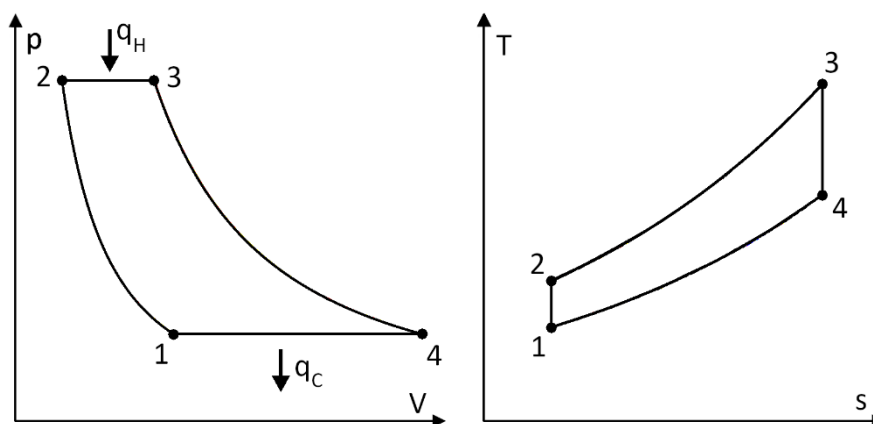
Důležitou vlastností každého tepelného cyklu je jeho přínos ke konání práce nebo její spotřebě. Tepelné motory transformují tepelnou energii získanou ohřevem na mechanickou práci. Opakem jsou tepelné zařízení, při kterých je mechanická práce spotřebovávána na změnu tepelné energie. Dochází k ochlazení látky v chladících zařízeních nebo k zvýšení tepelné energie v tepelných čerpadlech.[1]

### 1.1 Braytonův cyklus

Porovnávacím tepelným oběhem spalovacích turbín se stal otevřený Braytonův cyklus. Byl vyvinut a zkonstruován Georgem Braytonem okolo roku 1870. Vycházel z myšlenky vylepšit někdejší pístový spalovací motor rozdělením termodynamického děje na adiabatickou kompresi pracovní látky a následnou adiabatickou expanzi. Samotné spalování hořlavé pracovní směsi by bylo dále prováděno za konstantního tlaku (izobaricky) ve spalovací komoře pracovního stroje. V současné době byl pístový mechanismus nahrazen lopatkovým strojem, tvořící nyní spalovací turbíny.[3][4]

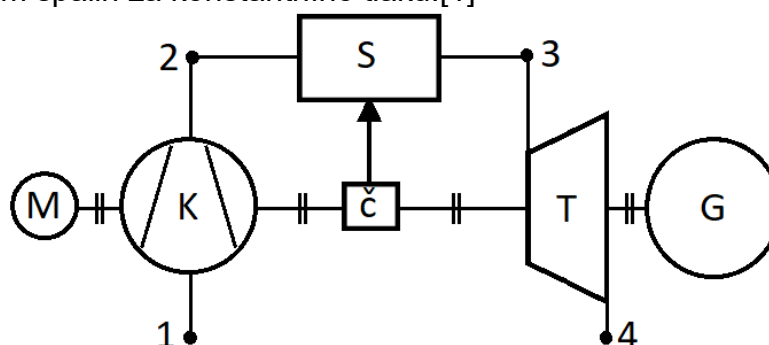
### 1.1.1 Termodynamické děje

Braytonův tepelný oběh v ideálním případě popisují základní termodynamické děje rozložené v jednotlivých částech tepelného oběhu. Takový oběh nazýváme ideálním tepelným cyklem. Spalovací turbíny proudových motorů charakterizuje otevřený oběh, kde spaliny jsou tlakem vypouštěny z ústrojí motoru a vytváří pohonný tah.



Obr. 3 – zobrazení Braytonova cyklu v  $p$ - $V$  a  $T$ - $s$  diagramu, [5] upraveno autorem

Na křivce v počátku bodu 1, do bodu 2 nastává adiabatická komprese, kde se pracovní látka tepelného stroje pomocí lopatkového rotoru a statoru kompresoru stlačuje (zvýšení tlaku, teploty a rychlosti proudění). Spalování hořlavé směsi se uskutečňuje ve spalovací komoře mezi body 2 – 3 podle izobarického termodynamického děje z výchozí na konečnou teplotu. Adiabatická expanze probíhá ze stavu 3 do stavu 4. Expandující pracovní látka prochází skrz statorové lopatkové soustrojí<sup>1</sup> plynové turbíny a koná práci. Práce je přenášena pomocí hřídele nebo hřídelí na provoz kompresoru, popřípadě dalších součástí, například vrtule. Pro energetické účely může být mechanická energie přetransformována pomocí elektrického generátoru na elektrickou energii. Mezi body 4 – 1 je prováděn odvod tepla vyfukováním spalin za konstantního tlaku.[1]

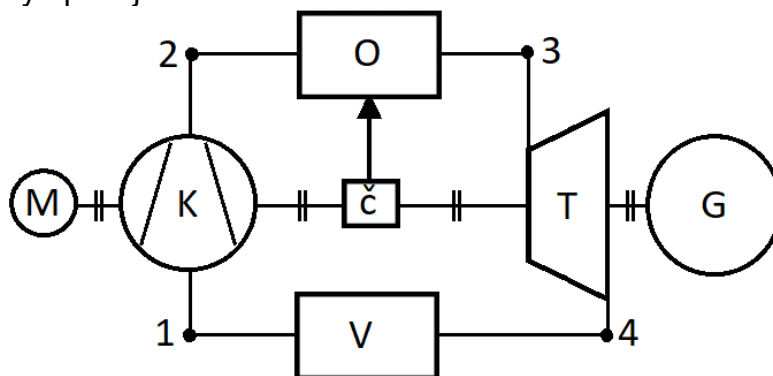


$M$  – startovací motor,  $K$  – kompresor,  $S$  – spalovací komora,  $Č$  – palivové čerpadlo,  $T$  – plynová turbína,  $G$  – generátor

Obr. 4 – schéma otevřeného Braytonova cyklu, [2] upraveno autorem

<sup>1</sup> Stator je nehybná část spojená se strojem, lopatkami měnící tepelnou energii na kinetickou.

Uzavřený oběh se od otevřeného převážně liší pouze ve způsobu získávání tepelné energie a nakládání s expandovanou pracovní látkou. U uzavřeného oběhu se uplatňuje tepelný výměník (ohřívák) namísto spalovací komory. Ten provede ohřev pracovní látky pomocí přivedeného tepla. Ohřátá pracovní látka dále expanduje do turbíny a je odváděna skrz potrubní systém do soustavy chladičů. Během ochlazování je pracovní látce odebráno teplo. Ochlazená látka je vedena zpět, odkud celý proces cyklicky opakuje.



*M – startovací motor, K – kompresor, O – ohřívák, Č – palivové čerpadlo, V – tepelný výměník, T – plynová turbína, G – generátor*

Obr. 5 – schéma uzavřeného Braytonova cyklu, [2] upraveno autorem

Spalovací turbíny na principu otevřeného Braytonova oběhu jsou konstrukčně jednodušší a spolehlivější než na principu Humphreyově<sup>2</sup>. Nevyžadují připojení komplexního potrubního systému pro vedení pracovní látky. Zásadní nevýhodou otevřeného Braytonova oběhu je nízká termická účinnost způsobená vyfukováním poměrně teplých plynů bez dalšího zužitkování. Zanášení lopatkového soustrojí zbytkovými pevnými částicemi během procesu spalování je dalším negativem ovlivňující provoz spalovací turbíny.[3]

### 1.1.2 Veličiny Braytonova oběhu

Přivedené měrné teplo  $q_H$  a měrné teplo odvedené  $q_C$  lze vyjádřit z první formy prvního termodynamického zákona. (1.1.1)

$$q_H = c_p(T_3 - T_2) \quad (1.1.2)$$

$$q_C = c_p(T_1 - T_4) \quad (1.1.3)$$

Měrná práce oběhu  $a_0$  vykonaná při tepelném oběhu.

$$a_0 = q_H - |q_C| = c_p(T_3 - T_2) - |c_p(T_1 - T_4)| \quad (1.1.4)$$

Kompresní poměr<sup>3</sup>  $\varepsilon$

$$\varepsilon = \frac{V_1}{V_2} \quad (1.1.5)$$

Stupeň plnění<sup>4</sup>  $\varphi$

$$\varphi = \frac{V_3}{V_2} \quad (1.1.6)$$

<sup>2</sup> Humphreyův cyklus spaluje palivo za konstantního objemu.

<sup>3</sup> Poměr objemu plynu nasátého vůči plynu stlačenému.

<sup>4</sup> Podíl objemu plynu expandovaného a stlačeného kompresorem.

Tlakový kompresní poměr<sup>5</sup>  $\varepsilon_p$

$$\varepsilon_p = \frac{p_2}{p_1} \quad (1.1.7)$$

### 1.1.3 Odvození účinnosti

Určení termické účinnosti  $\eta_t$  pro Braytonův oběh vychází z účinnosti ideálního tepelného oběhu.

$$\eta_t = \frac{a_0}{q_H} = \frac{q_H - |q_C|}{q_H} = 1 - \frac{|q_C|}{q_H} = 1 - \frac{(T_4 - T_1)}{(T_3 - T_2)} \quad (1.1.8)$$

Teploty Braytonova tepelného oběhu  $T_2, T_3, T_4$  vyjádříme jako funkci teploty  $T_1$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{v_1}{v_2}\right)^{\kappa-1} = \varepsilon^{\kappa-1} \rightarrow T_2 = T_1 \cdot \varepsilon^{\kappa-1} \quad (1.1.9)$$

$$\frac{T_3}{T_2} = \frac{v_3}{v_2} = \varphi \rightarrow T_3 = \varphi \cdot T_2 = \varphi \cdot T_1 \cdot \varepsilon^{\kappa-1} \quad (1.1.10)$$

$$\frac{T_4}{T_3} = \left(\frac{v_3}{v_4}\right)^{\kappa-1} \rightarrow \frac{v_3}{v_4} = \frac{v_2}{v_1} \rightarrow T_4 = T_3 \cdot \left(\frac{1}{\varepsilon}\right)^{\kappa-1} = \varphi \cdot T_1 \quad (1.1.11)$$

Dosazením vyjádřených teplot  $T_2, T_3, T_4$  do rovnice termické účinnosti dostaneme vztah pro výpočet účinnosti Braytonova cyklu

$$\begin{aligned} \eta_t &= 1 - \frac{(\varphi \cdot T_1 - T_1)}{(\varphi \cdot T_1 \cdot \varepsilon^{\kappa-1} - T_1 \cdot \varepsilon^{\kappa-1})} = \\ &= 1 - \frac{T_1 \cdot (\varphi - 1)}{T_1 \cdot \varepsilon^{\kappa-1} \cdot (\varphi - 1)} = 1 - \left(\frac{1}{\varepsilon}\right)^{\kappa-1} \end{aligned} \quad (1.1.12)$$

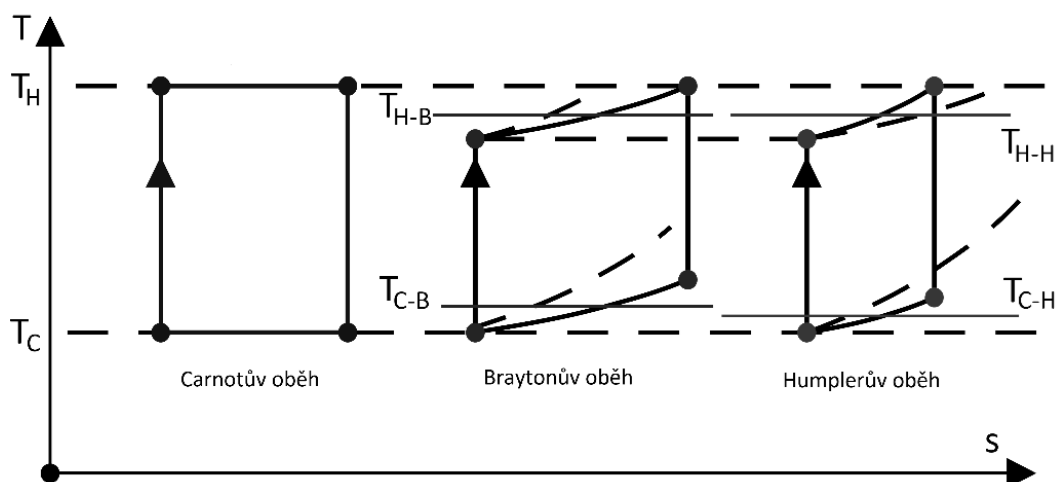
Výsledný vztah termické účinnosti  $\eta_t = f(\kappa, \varepsilon)$  vyjadřuje závislost na Poissonově konstantě  $\kappa$  a kompresním poměru  $\varepsilon$ . Účinnost Braytonova cyklu se zvyšuje s rostoucím kompresním poměrem  $\varepsilon$  v závislosti na podílu jednotlivých objemů. Ze vztahu je zřejmé, že stupeň plnění nemá vliv na účinnost.[1][3]

## 1.2 Porovnání tepelných cyklů

Srovnání termické účinnosti Braytonova cyklu se uskutečňuje pomocí Carnotova cyklu. Tento cyklus je pouze teoretickým termodynamickým oběhem s nejvyšší možnou účinností, ve skutečnosti nedosažitelnou.

Porovnání cyklů vychází z hraničních pracovních teplot přívodu a odvodu tepla  $T_H, T_C$  u Carnotova oběhu. Braytonův i Humphreyův cyklus operují s teplotami přívodu tepla  $T_{H-B}, T_{H-H}$  na totožné úrovni, avšak teplota odvodu tepla  $T_{C-H}$  u Humphreyova cyklu se vyskytuje níže, než teplota  $T_{C-B}$  u cyklu Braytonova. Rozdílná teplota odvodu tepla má za následek nárůst účinnosti ve prospěch Humphreyova cyklu.

<sup>5</sup> Zvýšení tlaku plynu před a po kompresi.



$T_H$  – teplota tepla přivedeného Carnotovým cyklem,  $T_C$  – teplota tepla odvedeného Carnotovým cyklem,  $T_{H-B}, T_{C-B} / T_{H-H}, T_{C-H}$  – střední teploty přívodu a odvodu tepla Braytonova cyklu / Humphreyova cyklu

Obr. 6 – porovnání tepelných cyklů v  $T$ - $s$  diagramu, [2] upraveno autorem

Pro zlepšení termické účinnosti Braytonova cyklu se využívá pokročilejších metod zahrnující přidání určitých úprav do tepelného cyklu (regenerace spalin nebo dělená komprese apod.).[1]



## 2 Proudové letecké motory

Turbokompresorový proudový motor označuje letecké pohonné jednotky (tepelné motory) různých typů, kde dochází ke kontinuálnímu proudění vzduchu skrze kompresor dovnitř spalovací komory. V důsledku přeměny tepelné energie na mechanickou práci dochází k roztáčení lopatkového ústrojí turbíny expandujícími spaliny o vysokém tlaku. Část mechanické energie spotřebovává kompresor, zbytek je eventuálně zužitkován k chodu vrtule prostředku (vrtulníku). Unikající plyny z výstupní trysky tvoří reakční tahovou sílu (tah) potřebnou k uvedení motoru i celého letadla do pohybu a vyrovnání ostatních působících sil (vztlaku, tíhy a odporu) typických pro let letadla.[6]

V současné době proudové motory dosahují vyšších účinností než motory pístové. Z toho důvodu postupně nahradily pístové motory u rozměrnějších dopravních letadel, vojenských stíhacích letounů i vrtulníků.[7]

### 2.1 Obecná kritéria

Na letecké motory jsou kladena přísná kritéria na kvalitu, spolehlivost a bezpečnost, čímž se jedná o velice sofistikované zařízení dnešní doby. Jejich progresivní vývoj a následné uvedení do provozu vyžaduje neustálý přísun nových technologií.[8]

Primární parametr u kompletního návrhu pohonné jednotky (proudového motoru) vychází především z požadavku na nejnižší hmotnost při největším potenciálním výkonu odkazujícím se na přípustnou únosnost letadla při zachování anebo snížení provozních nákladů (na palivo). Spotřeba paliva se přímo odvíjí od efektivnosti spalovacího procesu s ekologickým ohledem na životní prostředí vypouštěných spalin do atmosféry. Vysoké pracovní teploty (za spalovací komorou) vyžadují použití žáruvzdorných materiálů. Na vstupním ústrojí, kde se vyskytují nižší teploty je zapotřebí instalace výhřevných modulů.

Vlivem vysokých otáček kompresorových a turbínových rotorů je vyžadováno použití pevných a tuhých slitin s nízkým únavovým porušováním. Lopatky jsou nejvíce namáhanou komponentou motoru, a proto je zapotřebí vysoké výrobní přesnosti rozměrů (monokrystalické složení) a správné volby materiálů dané v závislosti na operačních podmínkách. Materiály leteckých proudových motorů jsou nejčastěji slitiny hliníku, niklu, kobaltu a hořčíku a dalších kompozitních materiálů.

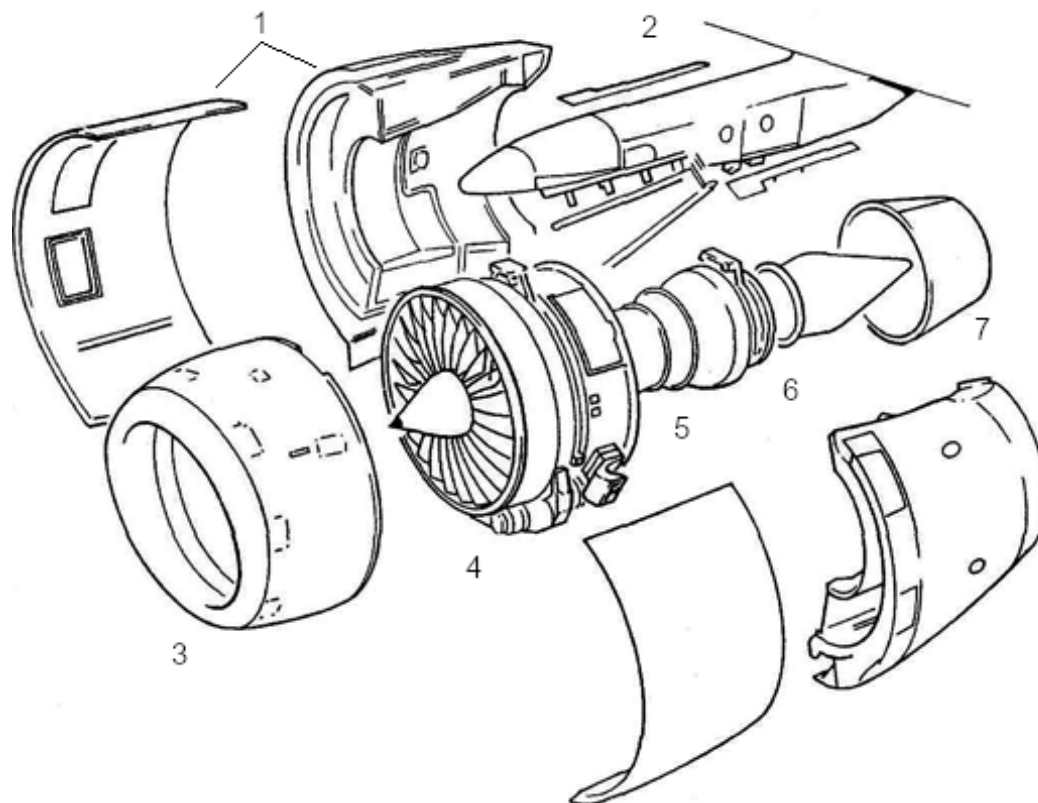
Vysoké nároky na letecké motory podobně klade bezpečnost jejich provozu. Kontrolní systémy eliminují případné poruchy, které by mohly ovlivnit bezpečnost letu. Pro případy náhlého vzplanutí motoru jsou vybaveny protipožární ochranou. Konstrukce předních částí motoru musí být uzpůsobena na náraz ptactva. Instalací tlumičů hluku se redukuje hlasitost motoru při průletu nad obydlenými oblastmi během vzletů a přistání.

Bezpečnostní kontroly jsou životně důležitou částí k udržení letuschopného stavu proudového motoru. Současný vývoj celkově spěje k menším údržbovým intervalům. Po uplynutí předepsané životnosti musí být proudový motor rekonstruován, popřípadě vyřazen.[9][10][11]

Rozhodujícím faktorem konstrukce motoru představuje cílová letová rychlost rozlišovaná na nadzvukovou ( $Ma \geq 1$ ) a podzvukovou ( $Ma < 1$ ) vyjádřenou Machovým číslem<sup>6</sup>  $Ma$ . [9]

## 2.2 Podstatné komponenty

Celek proudového motoru tvoří jádro (generátor plynu), ve kterém je usazen kompresor, spalovací komora a turbína. Instalace podpůrných prvků motoru (vstupní a výstupní ústrojí, pomocné pohony, tlumiče hluku, protipožární ochrana a další soustavy) má přímý vliv na lepší parametry (výkon, spotřeba, ekonomičnost atd.), bezpečnost i celkovou účinnost. [12]



1 – motorové kryty, 2 – ukotvení motoru na křídlo letadla, 3 – vstupní ústrojí,  
4 – skříň kompresoru, 5 – spalovací komora, 6 – skříň turbíny, 7 – výstupní ústrojí  
Obr. 7 – schéma rozdělení gondoly dvouproudového motoru, [9] upraveno autorem

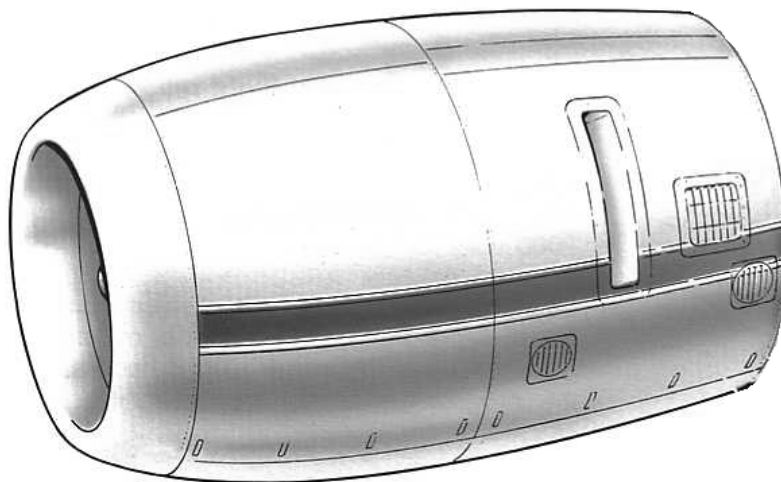
### 2.2.1 Vstupní ústrojí

Jedná se o nedílnou součást kteréhokoliv proudového motoru přivádějící náporový vzduch do spalovací turbíny. Správná funkčnost se dosahuje vhodnou volbou čelního tvaru v závislosti na rychlosti proudění (kruhový tvar pro proudové motory dopravních letadel) s nízkým odporem a minimálními tlakovými ztráty při průchodu tryskou.

---

<sup>6</sup> Machovo číslo vyjadřuje poměr letové rychlosti prostředku vůči rychlosti šíření zvuku v daném prostředí. Rychlost zvuku na mořské hladině činí 1225 km/h což představuje  $Ma = 1$ . [13]

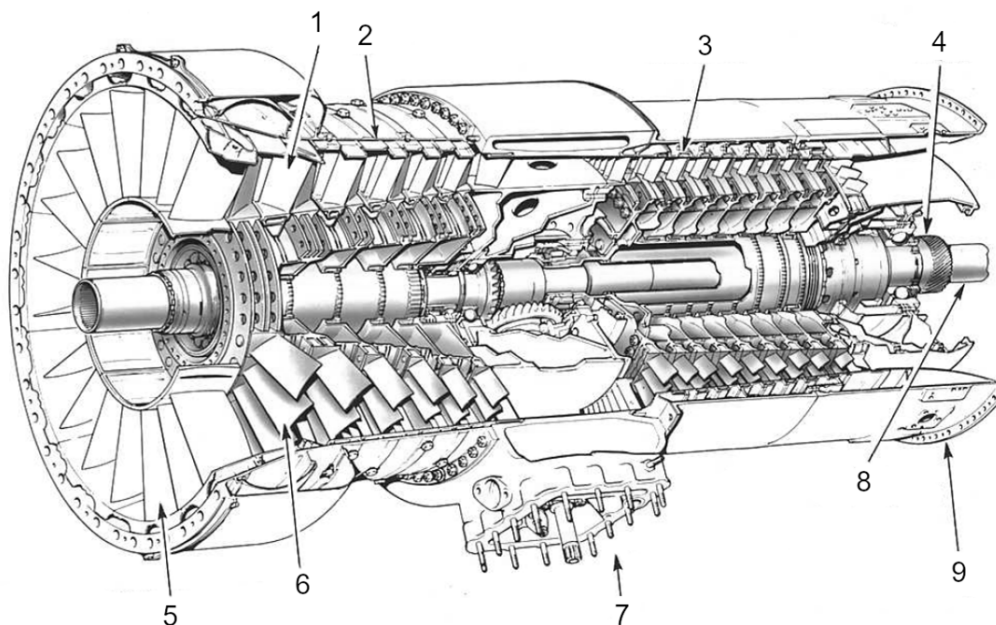
Speciálním případem jsou regulovatelné vstupní ústrojí operující v obou pásmech rychlostí (bojové stíhací letouny). Nasávání vzduchu může být prováděno čelním nebo bočním ústrojím, popřípadě jejich kombinací.[9]



Obr. 8 – Vstupní ústrojí proudového motoru, [10] upraveno autorem

### 2.2.2 Kompresní část

Vzduch ze vstupního ústrojí stlačuje axiální, eventuálně radiální lopatkový kompresor s potřebným kompresním poměrem, který má přímý vliv na jeho účinnost a požadovanou plynulost tlakování. Množství protékaného vzduchu se označuje jako hmotnostní průtok  $\dot{m}$ .

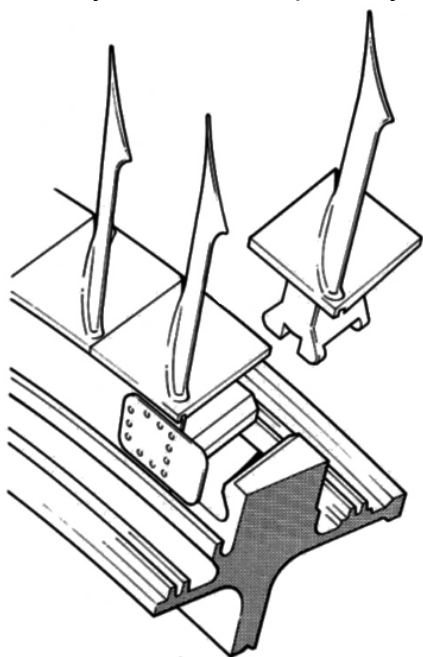


- 1 – stator, 2 – nízkotlaký kompresor (NK), 3 – vysokotlaký kompresor (VK), 4 – hřídel VK, 5 – předstupeň, 6 – rotor, 7 – hřídel pomocného pohonu, 8 – hřídel NK, 9 – usazení skříň spalovací komory

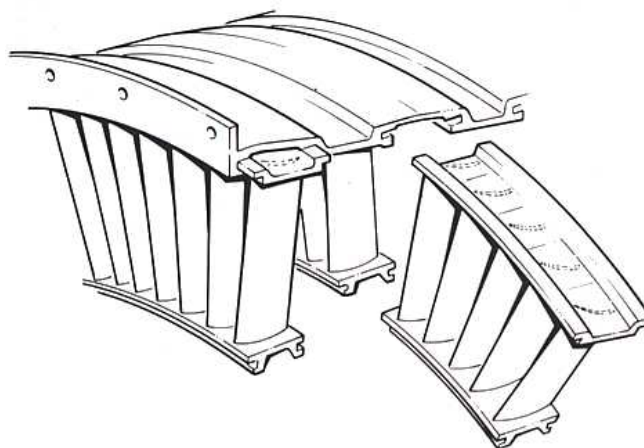
Obr. 9 – skříň dvoustupňového axiálního kompresoru, [10] upraveno autorem

Osovými kompresory proudí vzduch podél osy spalovacího motoru, na které jsou uloženy otočné rotory stlačující vzduch. Nehybný stator, eventuálně difuzorní mříž,

formuje vzduch na lopatky rotoru. Prvotní charakteristikou jsou stupně axiálních kompresorů odkazující se na rychlost proudění vzduchu v závislosti na počtu potřebných soustav lopatkových disků.[9][11]

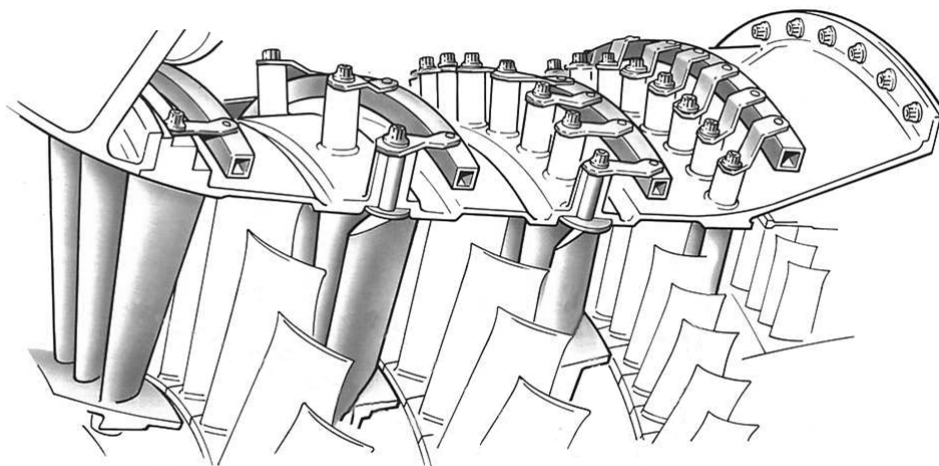


Obr. 10 – ukotvení rotorových lopatek,  
[9] upraveno autorem



Obr. 11 – ukotvení statorových lopatek,  
[9] upraveno autorem

Rotor i stator jsou opatřeny po obvodu lopatkami (buď podzvukovými nebo nadzvukovými), na které jsou vlivem vysokých obvodových rychlostí a ztížených pracovních podmínek (tlaku, teploty, odstředivých sil) kladeny přísné konstrukční požadavky. Výroba lopatek vyžaduje pokrokové technologie z hlediska použitých vysoce pevných slitin s ohledem na jejich nízkou hmotnost. Tvarem připomínají vrtule s překrouceným profilem pro stejnomořný průchod vzduchu při zachování stejné rychlosti protékaného vzduchu podél lopatky a nejmenšího možného odporu.



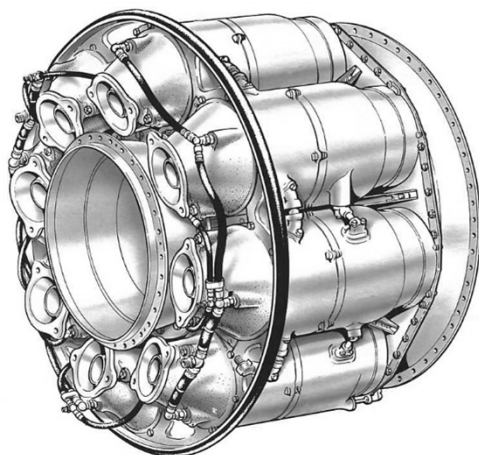
Obr. 12 – systém natáčení statorových lopatek, [10] upraveno autorem

Natáčením lopatek hydrodynamickými nebo pneumatickými palivovými válci a vícestupňovitého uspořádání se mnohonásobně zlepšuje účinnost, která poté dosahuje až 91 %.[9][14][15]

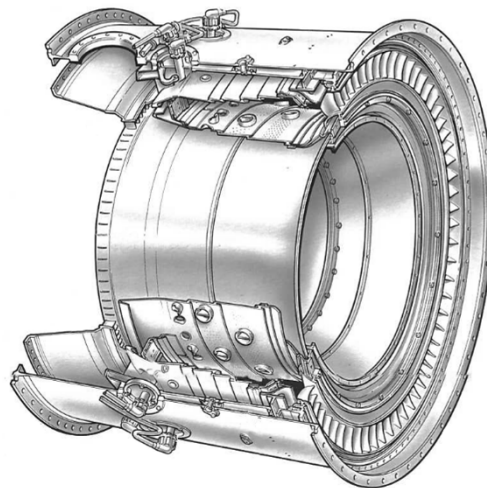
Radiální (odstředivé) jednostranné nebo oboustranné kompresory stlačují vzduch ve směru kolmém na osu rotace. Jejich výhodou je vysoké stlačení při jediném stupni, avšak narůstá čelní plocha (odpor). V současnosti použití radiálních kompresorů ustoupilo na úkor kompresorů axiálních, které jsou díky svému vyššímu průtoku rozšířenější<sup>7</sup>. [9][11]

### 2.2.3 Spalovací komora

Spalovací proces (kontinuální nebo přerušovaný) ve spalovací komoře může být dvojího typu, difúzního (enormní spalovací prostory) nebo kinetického. Aktivní formou hoření (1300–1450 °C) se palivo vpravuje tlakovými tryskami<sup>8</sup> (jednoduchými nebo dvojitými) do prostoru, kde se mísí s kompresním vzduchem. Toto provedení je vhodné pro letecké motory, kde se striktně vyžaduje nejefektivnější spalování při ohledu na uvolňování škodlivých spalin, nízkých tlakových ztrát proudících plynů a nejmenších možných rozměrů (lehké žáruvzdorné materiály).



Obr. 13 – trubková spalovací komora,  
[10] upraveno autorem



Obr. 14 – prstencová spalovací komora,  
[10] upraveno autorem

Základní typy spalovacích komor mohou být trubkové (vnější umístění po obvodu) v počtu několika kusů. Výhodou je snadná demontáž a výroba, ale špatná konfigurace spalování (nerovnoměrné rozložení hoření) má za následek menší účinnost oproti spalovacím komorám prstencovým. Komora je instalována do útrobu průtokové části, hned za kompresorem. Vyznačuje se menšími rozměry a stabilnějším hořením, přičemž se stává obtížnější na údržbu (uvnitř skříně motoru). Ekonomičtější varianta spojení obou komor ve smíšenou využívá prstencového (mezikružního) uspořádání trubkové spalovací komory.[9][16]

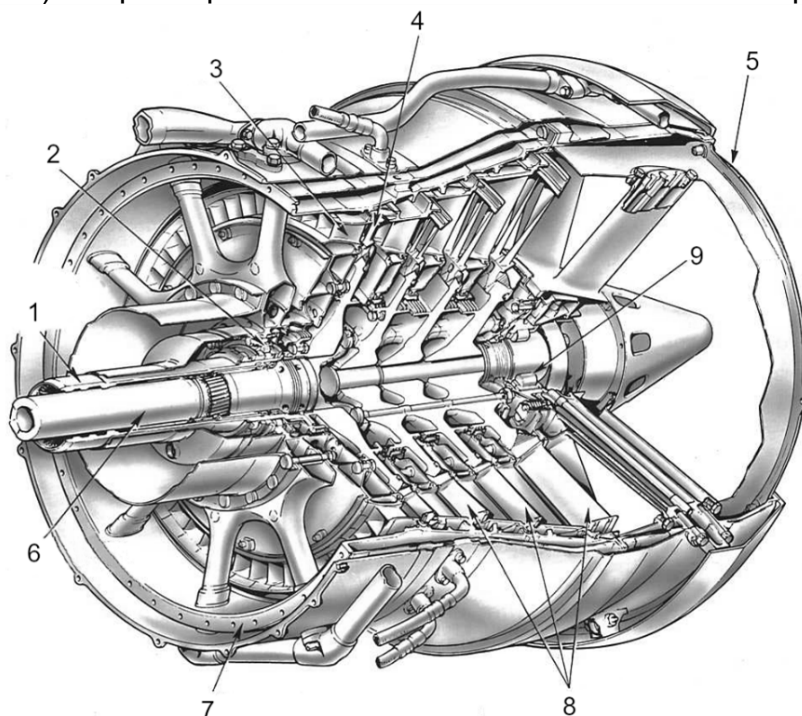
### 2.2.4 Turbína

Turbíny proudových motorů mohou být axiální (proudové letecké motory) nebo radiální (turbodmychadla pístových leteckých motorů). Axiální turbíny se v dnešní době používají jako vícestupňové (více stupňů rotoru a statoru), díky vyšší

<sup>7</sup> Radiální kompresor  $\dot{m}_R = 25 - 45 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$ , kdežto kompresor axiální  $\dot{m}_A = 40 - 200 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$

<sup>8</sup> Jedno otvorové trysky vhání palivo pod tlakem až 8 MPa, dvou otvorové dokáží do 60 MPa,

účinnosti než v provedení jednostupňovém. Podle umístění expandujících spalin mohou být turbíny rovnotlaké, kde expanze probíhá jen v rotoru, eventuálně turbíny přetlakové (reakční) s expanzí podél celého soukolí za snížení tlaku a teploty.



1 – hřídel VT, 2 – přední ložisko, 3 – vodící lopatky VT, 4 – jednostupňová vysokotlaká turbína (VT), 5 – usazení výstupního ústrojí, 6 – hřídel NT, 7 – usazení spalovací komory, 8 – třístupňová nízkotlaká turbína (NT), 9 – zadní ložisko

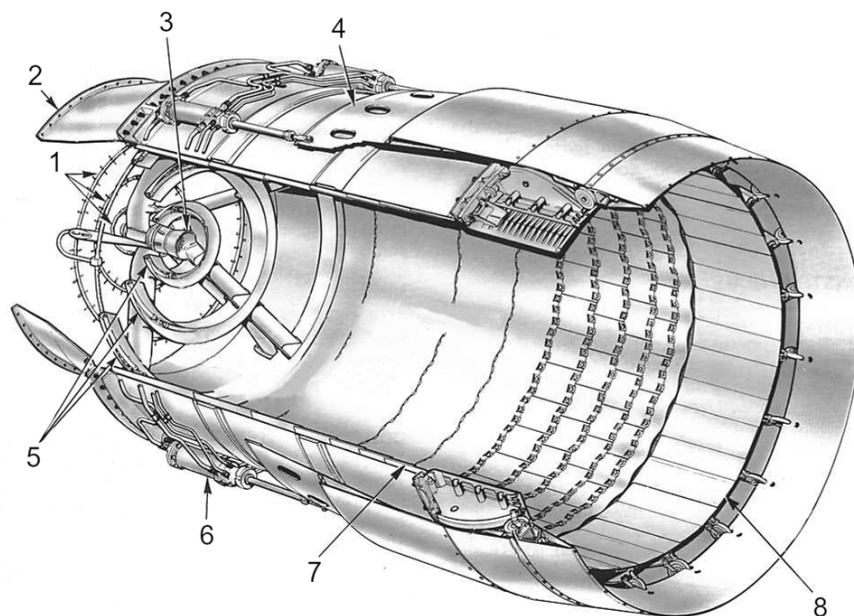
Obr. 15 – skříň dvoustupňové turbíny, [10] upraveno autorem

Rotor i stator jsou po obvodu tvořeny lopatkami, které musí být schopny pracovat za zvýšených teplot a tlaků s vysokou odolností a nízkou hmotností. Užívají se technologicky vyspělé materiály komplexních tvarů lopatek.

Chladicí systém turbíny umožňuje snížení vnitřní teploty prostřednictvím kanálků v lopatce.[9][10]

### 2.2.5 Výstupní ústrojí

Utvářený tah (tahová síla) ve výstupní trysce proudového motoru je přímo závislý na tvaru trysky, respektive na jejím průřezu a délce. Výstupní ústrojí s rychlostí  $Ma \leq 1,7$  není účelné opatřovat proměnou geometrií. U vyšších rychlostí je naopak žádoucí využít proměnnou (Lavalovu) trysku se systémem regulace plochy k dosažení vyšších rychlostí výstupních plynů. Regulace trysky probíhá různými způsoby, v rozsáhlé míře zúžováním průřezu mnoha segmenty (klapkami) po obvodu výstupní trysky nebo vysouváním výfukového kuželu.



- 1 – palivové potrubí, 2 – usazení spalovací komory, 3 – skříň zapalovače,  
4 – pouzdro ovládání klapky, 5 – stabilizátory přídavného spalování,  
6 – ovládání krytu klapky, 7 – izolační vrstva, 8 – nastavitelné klapky

Obr. 16 – výstupní ústrojí motoru s přídavným spalováním, [10] upraveno autorem

Instalaci přídavného spalování do výstupní trysky dosahuje proudový motor zvýšené tahové síly, nicméně úprava vyžaduje zdokonalení teplotní izolace.[9][11]

### 2.3 Lopatkové proudové motory letadel

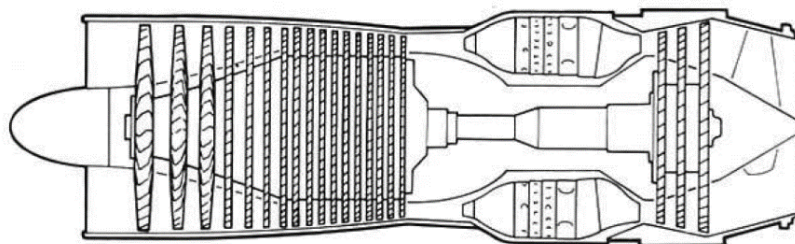
Proudové pohonné jednotky na principech lopatkových strojů lze zahrnout do odvětví reakčních tepelných motorů s vnitřním spalováním. Do skupiny zapadají motory jednoproudé, dvouproudé (turbokompresorové) a motory pohánějící vrtuli (turbohřídelové, turbovrtulové).

Z hlediska konstrukčního provedení jsou následující uvedené letecké motory vhodné pro transformaci na aeroderivát.[17]

#### 2.3.1 Jednoproudé letecké motory

Jednoproudé motory (Turbojet) se vyznačují jednodušší konstrukcí a menšími výrobními náklady, ale nižší účinností oproti sofistikovanějším motorům dvouproudým. V leteckém průmyslu jednoproudé motory našly využití pro vojenské účely (naváděné rakety), protože vysoká spotřeba paliva má přímý odraz v ekonomičnosti. Konstrukce motoru pohlíží na snadnou montáž (nízký počet součástí) a nutnost častějších kontrol. Výhodou je rychlé spuštění motoru spojené s okamžitým dosažením maximálního výkonu (až 200 kN). Proto jsou jednoproudé motory snadnější variantou přestavby na aeroderivát.[17][18]



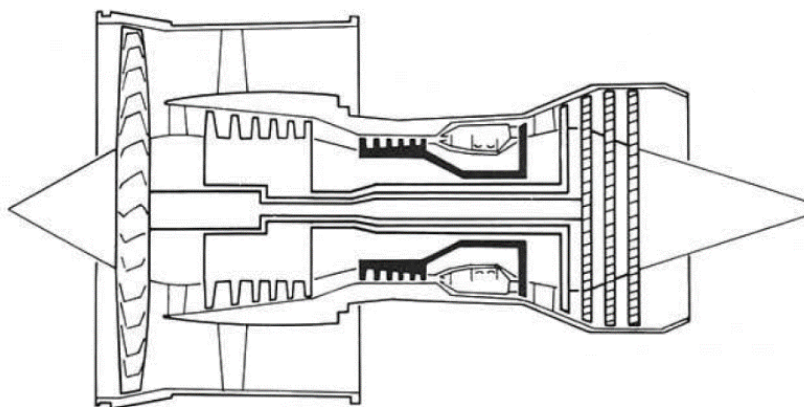


Obr. 17 – jednoproudý letecký motor, [10] upraveno autorem

### 2.3.2 Dvouproudové letecké motory

Princip dvouproudového motoru (Turbofan) spočívá ve využití dvou průtokových částí, z nichž jedna (vnitřní) je totožná s jednoproudým motorem pohánějícím kompresor (turbodmychadlo) zasahující do vnějšího kanálu. Vnější obalem protéká vzduch urychlovaný kompresorem, který se ve výstupním ústrojí poté mísí s vnitřním proudem. Závislost velikosti proudu v jednotlivých částech (mezi vnitřním a vnějším průtokem) udává obtokový poměr, který má přímý vliv na velikosti jednotlivých otvorů.[19]

Podstata dvouproudového systému se zakládá na ekonomičnosti (nízká spotřeba paliva), se zachováním vysoké účinnosti. Propracovanější konstrukce má přímý dopad na vyšší výrobní náklady a delší dobu realizace. Údržba provozuschopnosti motoru si žádá důkladnější kontroly v užším časovém intervalu než u předchozího typu. K dosažení vyšších rychlostí dvouproudových motorů je využito přídavné spalování v oblasti míšení proudů.



Obr. 18 – dvouproudový motor s velkým obtokovým poměrem,  
[10] upraveno autorem

Nejvíce rozšířeným typem se staly motory s využitím dvouhřídelového (two-shaft) uspořádání a regulací proudu pomocí nastavitelných lopatek. Oproti komplikovaným tříhřídelovým (three-shaft) motorům představují jednodušší koncepci s nižší hmotností (méně komponent) a jednodušším provedením.[10][18]

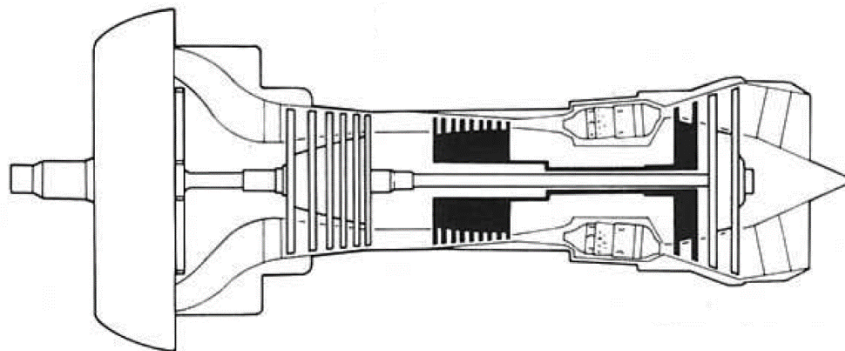
V současnosti jsou dvouproudové motory instalovány na celou škálu dopravních letadel (s výkonem až 450 kN), armádních stíhacích letounů (o výkonu do 150 kN) a mnoho dalších.[17]

### 2.3.3 Turbohřídelové a Turbovrtulové letecké motory

Motory turbohřídelové (Turboshaft) fungují s plynovou turbínou, která roztáčí nejen kompresor, ale i výstupní hřídel připojenou ke generátoru elektrického proudu,

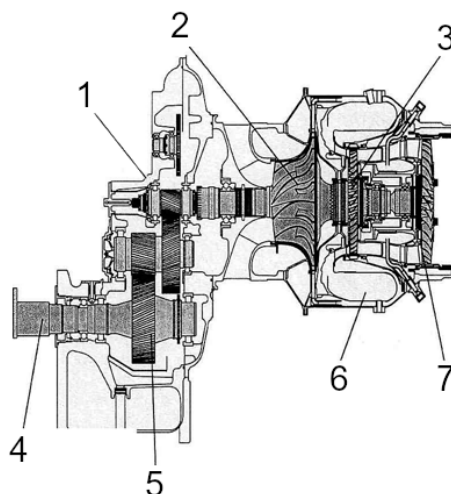


kompresoru plynu nebo čerpadla. Motory s označením turbovrtulové (turboprop) převážně slouží k pohonu hnané vrtule prostřednictvím výstupní hřídele leteckých vrtulových prostředků (vrtulníky).



Obr. 19 – turbovrtulový letecký motor, [10] upraveno autorem

Důležitou vlastností těchto motorů je instalace reduktoru<sup>9</sup>, který přizpůsobuje otáčky vrtuli (výhoda při instalaci generátoru). Motory pracují s vyšší účinností než předchozí typy při snížené spotřebě paliva i když vychází z téhož konstrukčního hlediska.[18][20]



1 – skříň reduktoru, 2 – radiální kompresor, 3 – turbína, 4 – výstupní hřídel,  
5 – ozubené soukolí reduktoru, 6 – spalovací komora, 7 – volná turbína

Obr. 20 – schéma reduktoru turbohřídelového motoru, [9] upraveno autorem

---

<sup>9</sup> Reduktor snižuje výstupní otáčky z plynové turbíny (6000-40000 min<sup>-1</sup>) prostřednictvím ozubeného soukolí na přiměřenou hodnotu, která je vhodná pro vrtuli (1000-2000 min<sup>-1</sup>) [letadlové motory]

### 3 Stacionární spalovací turbíny

Spalovací turbíny stacionární produkují mechanickou energii na pohon elektrického generátoru a vytváření tepelného výkonu, určeného například pro vytápění, či ohřev vody. Důležitou vlastnost spalovací turbíny představuje efektivní výkon  $P_e$  a efektivní účinnost  $\eta_e$ <sup>10</sup>.

Z hlediska pozemního umístění spalovacích turbín nejsou požadavky na rozměry nebo hmotnost natolik důležité, jak tomu bylo u leteckých motorů. Často se vkládají do kontejnerových prvků nebo boxů (kogenerační jednotky). Důležitým parametrem při návrhu spalovací turbíny je výrobní (levné materiály) a provozní (údržbová) cena, dále pak možnost vizuální a přístupné kontroly, popřípadě opravy během provozu spalovací turbíny. Horizontální rovinné dělení spalovací turbíny zaručuje snadnější opravu během odstávky. Vypouštění škodlivých spalín musí být s ohledem na životní prostředí kontrolováno maximálním množstvím výstupního oxidu dusnatého do hranice 50 mg.m<sup>-3</sup> pro plynné palivo a pro kapalné maximálně 100 mg.m<sup>-3</sup>.

Dle normy GOST 29328 lze spalovací turbíny stacionárních účelů rozdělit do několika skupin podle jednotlivých pracovních tříd<sup>11</sup>.

Tab. 1 – pracovní třídy spalovací stacionární turbíny, [18] upraveno autorem

Třída použití	Doba činnosti [hod/rok]	Počet spuštění za rok
základní	>6000	max. 100
pološpičkový	2000-6000	100-200
špičkový	500-2000	200-500
Operativní rezerva	<500	>500

Tab. 2 – technická životnost a spolehlivost, [18] upraveno autorem

Parametry	Základní třída [hod.]	Špičková třída
střední doba mezi generálními opravami	min. 25 000	1000 spuštění nebo 4000 hodin zátěžové činnosti
technická životnost	100 000	5000 spuštění
činnost na jednu poruchu	3500	800 hodin

Koeficient spolehlivosti uvedení do provozu spalovací turbíny musí činit minimálně 0,95 a koeficient připravenosti 0,98.

K výhodám spalovacích turbín oproti parastrojním zařízením, spalovacím motorům a dalším patří možnost dosažení vysokých výkonů v řadách MW při zachování malých rozměrů a mobility. Možnost rychlého spuštění a vypnutí při potřebě doplnění elektrické energie do systému. Adaptace na spalování různých paliv<sup>12</sup> při chladném startu.[18][21][22]

<sup>10</sup> Efektivní účinnost  $\eta_e$  vyjadřuje poměr mezi efektivním výkonem a tepelným výkonem uvolněným při spalování paliva.

<sup>11</sup> Udává počet spuštění obsahující start, zátěž a vypnutí pro návrh technické životnosti

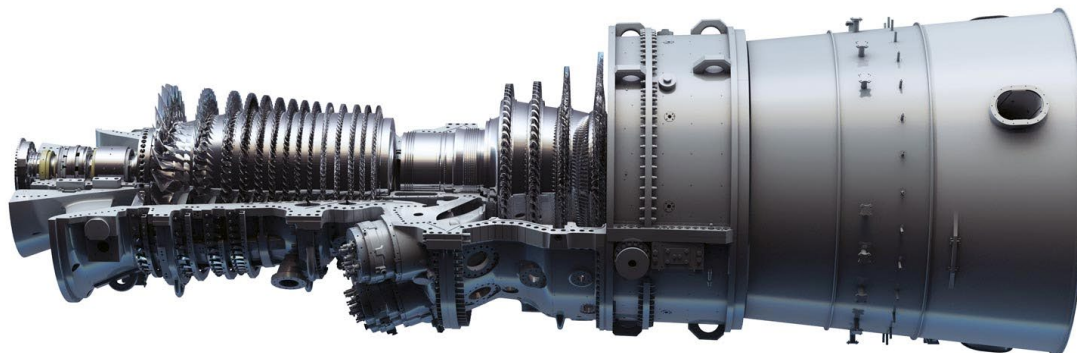
<sup>12</sup> Kapalné palivo může být letecký petrolej, popřípadě nafta; plynným palivem pak zemní plyn, bionafta, plynné výpary z ropy nebo syntetické plyny.

### 3.1 Typy stacionárních spalovacích turbín

Pro energetické účely lze spalovací turbíny rozdělit do třech následujících skupin.

#### 3.1.1 Klasické spalovací turbíny stacionárních aplikací

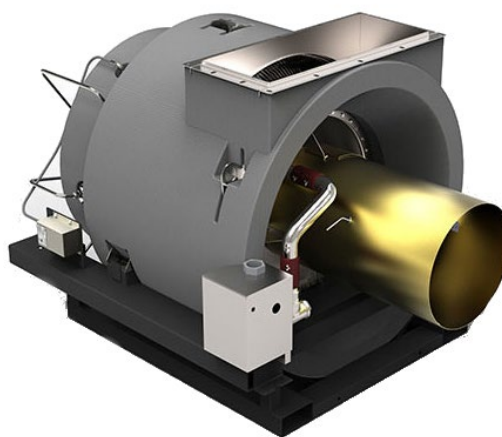
Stacionární spalovací turbíny (těžké průmyslové turbíny) v rozmezí výkonu od 1 až po 350 MW a více jsou od počátku konstruovány na různé energetické aplikace s předepsanou životností a v různých výkonnostních řadách. Cílem je dosáhnout jednoduché levné konstrukce s vysokou spolehlivostí a účinností.



Obr. 21 – těžká průmyslová turbína 7HA.01 výrobce GE s 290MW výkonem a 42%, [23] upraveno autorem

#### 3.1.2 Mikroturbíny

Jsou to spalovací turbíny kompaktních rozměrů, nízkých výkonů (30–200 kW) a jednoduché konstrukce, které se vyznačují vysokými otáčkami (40 000–120 000 min<sup>-1</sup>). Ústrojí zařízení obsahuje radiální kompresor s vysokým stlačením na jediném stupni spojený přes hřídel s radiální jednostupňovou turbínou opatřenou o kvalitní ložiska. Spalovací komora produkuje zanedbatelné množství škodlivých plynů oproti větším spalovacím turbínám.

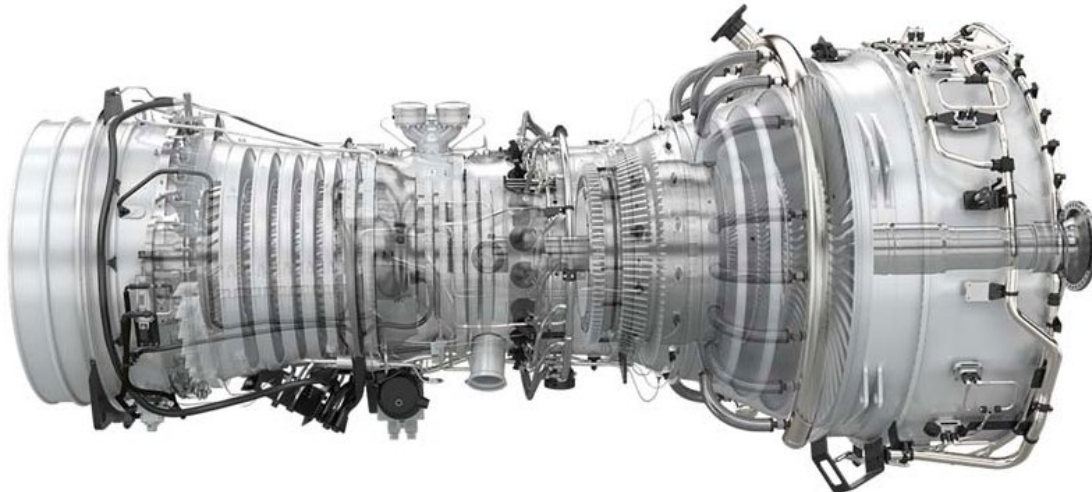


Obr. 22 – část mikroturbíny C65 od firmy Capstone s 200kW výkonem a 33% účinností, [24] upraveno autorem

Výrobní náklady na mikroturbíny jsou poněkud vyšší z důvodu aplikace měniče výstupní frekvence proudu.[18][25][26]

### 3.1.3 Spalovací turbíny vzniklé z leteckých motorů

Vlivem rychlého rozmachu leteckého průmyslu se již dále finančně nevyplatilo pokračovat v rozsáhlých výzkumech a výstavbách stacionárních turbín. Východiskem byla transformace z vyřazených pokrokových leteckých motorů na aeroderiváty, které byly spolehlivější a ekonomičtější. Dosahovaly výkonů až 50 MW.[18][25]



Obr. 23 – SGT-A35 (50hz) výrobce Siemens s výkonem 27,2 kW a 36,4% účinností při kompresním poměru 20,3:1 [42]

## 3.2 Oblasti využití stacionárních spalovacích turbín

Nejčastější setkání se spalovací turbínou pro stacionární účely bývá v oblastech, kde se finančně nebo z dlouhodobého projekčního hlediska nevyplatí výstavba dražších zařízení (parostrojního cyklu turbíny). Spalovací turbíny, ať už stacionární, transformované nebo mikroturbíny disponují širokou škálou výkonů, kompaktními rozměry (kontejnerové provedení), snadnou manipulací a krátkou dobou instalace.

### 3.2.1 Oblast plynového průmyslu

Mechanická práce z rotoru spalovací turbíny se předává kompresoru k pohonu zemního plynu v kompresorových stanicích na trasách plynovodů a ke kompenzaci tlakových ztrát v potrubí. Podobně expanzní plynové turbíny označované expandéry (turboexpandéry<sup>13</sup>) našly využití k redukci tlaků v potrubních trasách plynovodů.

### 3.2.2 Dopravní průmysl

Mimo stacionární operace spalovacích turbín lze jejich využití nalézt i pro mobilní prostředky. Jedná se hlavně o velké nákladní, výletní nebo vojenská plavidla s využitím dvou spalovacích turbín různých výkonů pro ekonomický a rychlý způsob plavby.[18]

### 3.2.3 Oblast energetiky

V oblasti energetiky se spalovací turbíny používají převážně jako zdroje mechanické práce pro generátory na výrobu elektrické energie při špičkových odběrech ze sítě. Vyskytují se jako záložní pohonné zdroje v elektrárnách s plynovými turbínami jednoduchého cyklu nebo s kombinovaným cyklem paroplynovým.

---

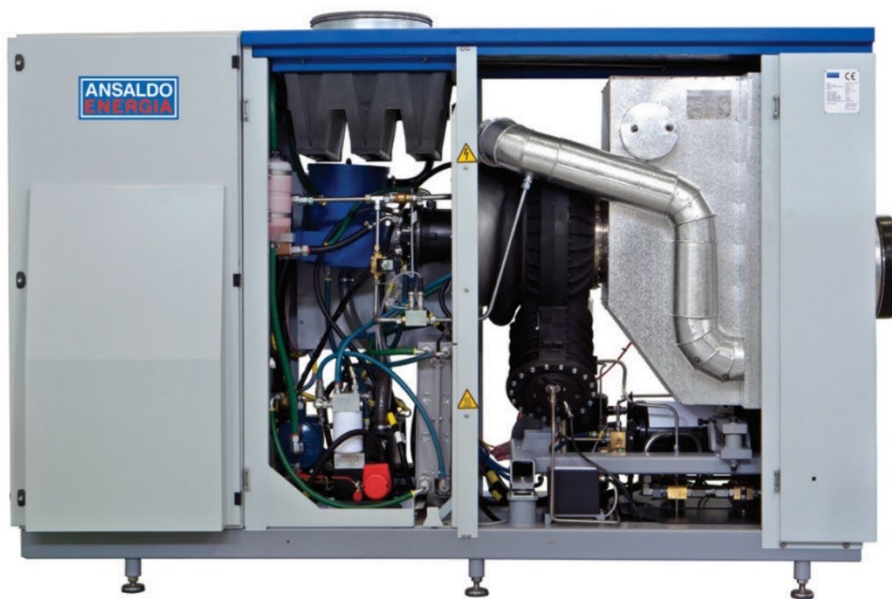
<sup>13</sup> Tlak protékajícího plynu roztáčí turbínu (neobsahuje spalovací komoru)

Důvodem nevyužití jako samostatného celku pro výrobu elektřiny je vysoká cena provozu spojená se spalováním ušlechtilého paliva.

V elektrárnách jednoduchého cyklu s účinností výroby od 25 do 40 % slouží převážně k jejímu rychlému spuštění pro potřeby okamžitému doplnění elektrické energie v dobách vysokého odběru. Z důvodu vysoké frekvence spouštění, provozu a odstavení spalovací turbíny je důležitá vhodná úprava z hlediska požadované životnosti. Spalovací turbíny užívané v elektrárnách pracují pod neustálou zátěží a jejich odstavení probíhá pouze z důvodu oprav. Účinnost kondenzačních elektráren dosahuje vyšších hodnot než u elektráren s jednoduchým cyklem, obvykle až k hodnotám 60 % (elektrárna Počerady s paroplynovým cyklem o výkonu 835 MW s účinností 57,4 %).<sup>[18][26][27]</sup>

### 3.2.4 Kogenerační jednotky

V současné době narůstá poptávka po kogeneračních jednotkách produkujících zároveň elektřinu a tepelnou energii. Spalovací turbíny užívané v těchto energetických aplikacích jsou především mikroturbíny s účinností okolo 18 % (s využitím regenerátoru tepla dosahují účinnosti až dvojnásobku). Mechanická energie pohání elektrický generátor a vystupující tepelný výkon je zužitkován k ohřevu vody prostřednictvím výměníku tepla<sup>14</sup>.<sup>[18][26][28]</sup>



Obr. 24 – kogenerační jednotka AE-T100NG od výrobce Ansaldo energia s elektrickým výkonem 100 [29]

---

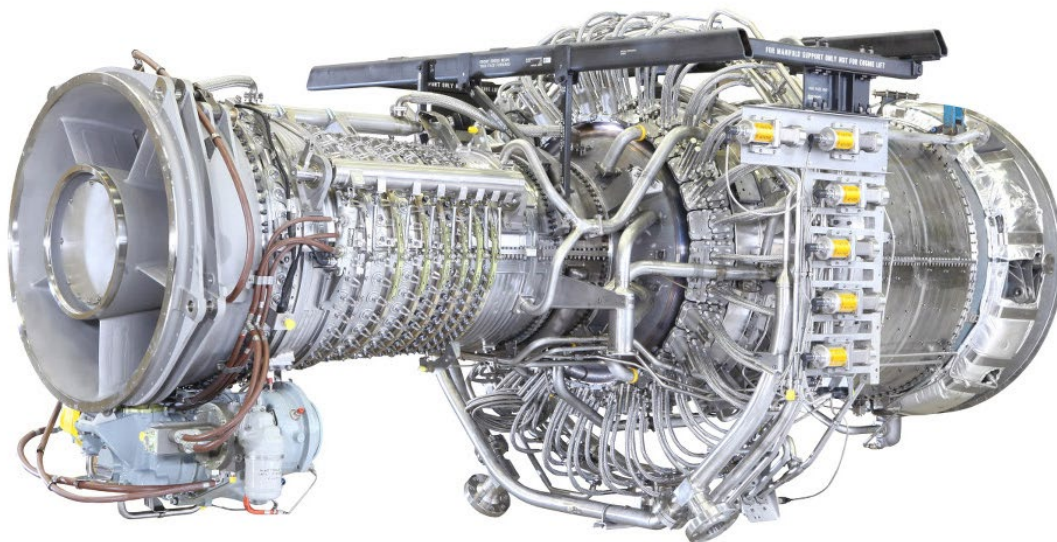
<sup>14</sup> Systémem využití zbylého tepla kogenerační jednotky dosahují více než 80 % součinitele využitého paliva.



#### 4 Transformované spalovací turbíny

V současnosti každým rokem stoupá poptávka po aeroderivátních jednotkách, ať už pro energetické účely, lodní dopravu nebo plynové stanice. Pomáhají tomu nižší pořizovací náklady spojené s vyšší účinností jednotky v nižším rozsahu výkonu.

Nesmírnou výhodou aeroderivačních jednotek je vyspělá technologie převzatá z leteckých motorů, kde byl technologický vývoj urychlen vlivem rozšíření letecké dopravy a bezpečnostních kritérií. Odlehčená konstrukce s minimálními rozměry přispívá k značnému snížení hmotnosti a umožňuje nasazení do míst, kam by bylo složité přesunout klasickou těžkou spalovací turbínu. Vyspělá technologie dílů leteckého motoru dosahuje vysoké spolehlivosti, efektivnosti a životnosti, i když již ukončila své působení jako letecká pohonná jednotka. Použití lehkých slitin s vysokou pevností pomáhá k redukci hmotnosti i na rotačních částech a dalších mechanicky (tepelně) namáhaných komponentech. Následkem toho je možnost rychlého uvedení do provozu.



Obr. 25 – aeroderivátní jednotka LM2500 výrobce GE s výkonem 22,7 kW a 35,9% účinností s inovacemi po dobu 45 let [23]

Dnešní úprava leteckých motorů na aeroderiváty dosáhla hranice, kdy sami výrobci leteckých jednotek (GE, Rolls Royce nebo Pratt & Whitney) vedou divizi zaměřenou konkrétně na aeroderivační jednotky<sup>15</sup> a jejich systémy. Samostatný vývoj nových aeroderivátů z nových (odlišných) motorů se dnes provádí v úzké míře a místo toho se firmy zaměřují na vylepšení již existujících typů.

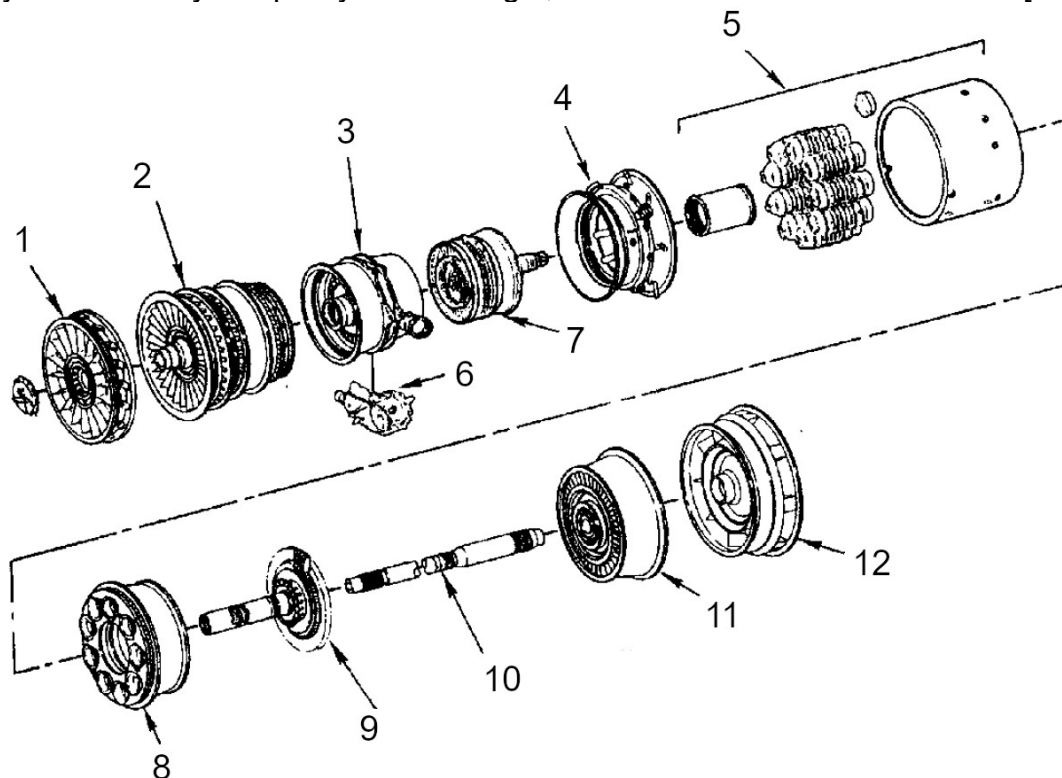
K základním mezníkům transformace leteckého motoru na aeroderivátní jednotku patří částečná přestavba jádra motoru společně s vnějšími prvky (vstupní ústrojí, výfukové potrubí) a řídicími systémy, které mají zásadní vliv na efektivní a bezpečný chod motoru (systém startu, protipožární ochrany, automatického řízení).[11][18][30]

---

<sup>15</sup> Firma GE s úspěšnými aeroderiváty řady LM. (LMS100, LM2500, LM6000, LM9000)

#### 4.1 Transformační uzly konstrukce motoru

Konstrukční koncepce aeroderivátů se v mnoha ohledech odlišuje od spalovacích turbín v leteckých aplikacích a je proto nezbytně nutné vybrané části motoru buď nahradit novými nebo je repasovat. Především je prováděna výměna hořčíkových slitin za slitiny hliníkové nebo ocelové a v teplotně namáhaných zónách pak za žárupevné slitiny se zvýšeným obsahem chromu. Zvyšuje se počet stupňů turbíny za účelem využití přebytečné energie, která dříve sloužila k tvorbě tahu.[18][26]



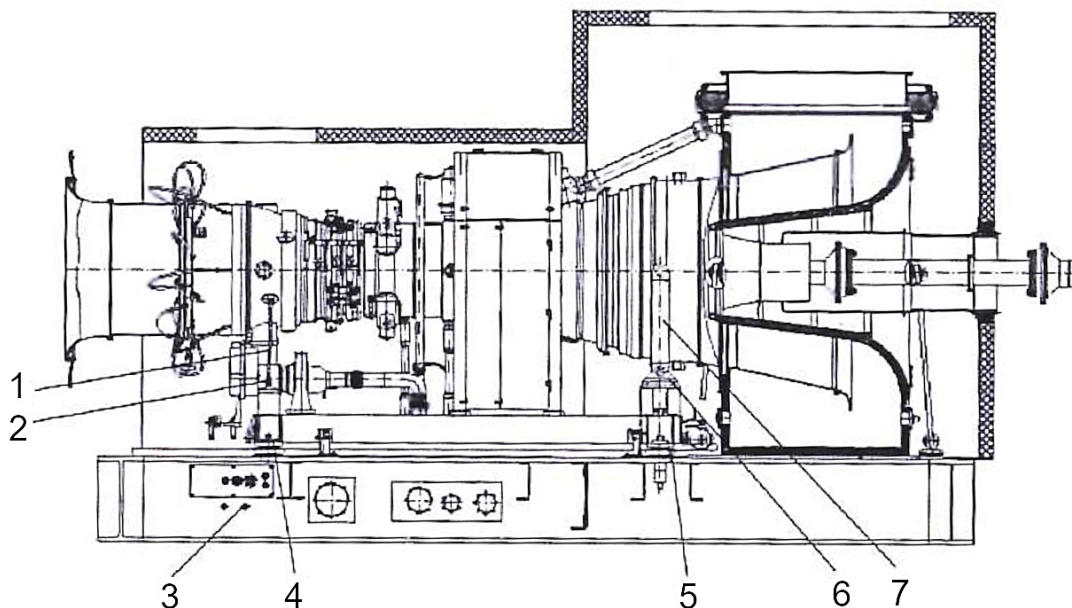
1 – vstupní ústrojí kompresoru, 2 – nízkotlaký kompresor (NK), 3 – skříň NK,  
4 – difuzor, 5 – spalovací komora, 6 – převodová skříň, 7 – vysokotlaký  
kompresor (VK), 8 – vstupní ústrojí turbíny, 9 – vysokotlaká turbína (VT),  
10 – hřídel NK, 11 – nízkotlaká turbína (NT) 12 – výstupní ústrojí

Obr. 26 – modulární koncepce transformované spalovací turbíny, [11]  
upraveno autorem

Modulární řešení aeroderivátu zaručuje kontroly, údržbové práce, eventuálně jednodušší výměny některých komponent v provozním stavu bez odstavení.[11]

##### 4.1.1 Uložení jednotky

Uchycení aeroderivátu je řešeno robustním silovým rámem okolo vsazeného motoru, tvořeným svařovanými válcovými profily. Rámová konstrukce musí dosahovat požadované tuhosti a bezpečnosti proti uvolnění.



1 – přední závěsné táhlo, 2 – přední konzole, 3 – základní rám, 4 – montážní vložky,  
5 – opora konzole, 6 – zadní konzole, 7 – zadní závěsné táhlo  
Obr. 27 – schéma rámové konstrukce, [18] upraveno autorem

Silový rám umožňuje spojení spalovacího motoru za pomoci dvou konzolí, přes soustavu oporných patek doplněných o boční fixační táhla. Zamezení osovému posuvu je rám vybaven sférickým ložiskem s čepem vsunutým to středícího prstence na spalovací turbíně.



Obr. 28 – mobilní energetická jednotka TM2500 firmy GE s 33,6MW  
výkonem a 34,8% účinností pro výrobu elektrické energie po dobu 1-3 měsíců [23]

Vedle klasického volného (odkrytého) upevnění spalovací turbíny uvnitř vestavěných prostor se častějším řešením stává vložení rámové konstrukce s aeroderivátem do mobilního kontejnerového bloku o kompaktních rozměrech a adaptačních pomocných systémů (filtrační systém, ochrana proti mrazu) do různých prostředí (poušť, arktická oblast).[11][18]



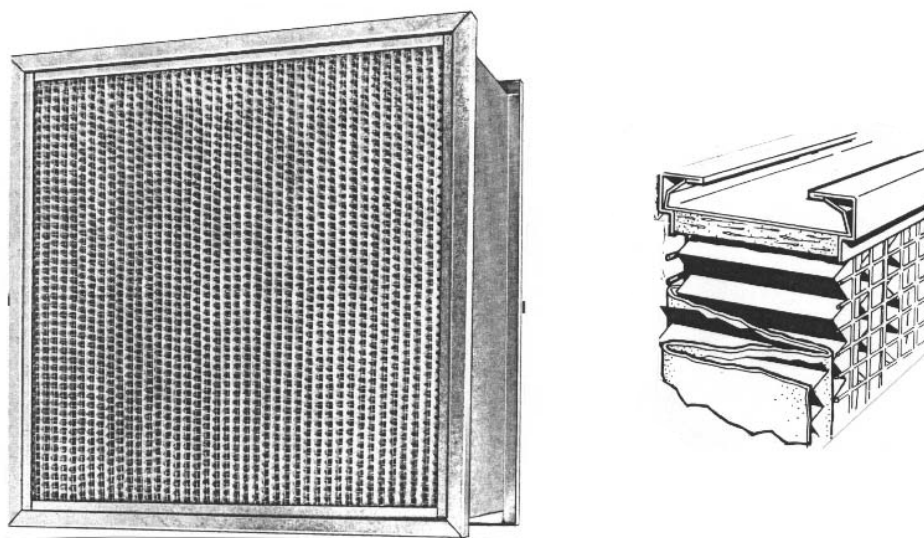
#### 4.1.2 Vstupní ústrojí

Tvar vstupního ústrojí aeroderivátních turbín se upravuje podle požadavku na operačním prostředí. Jednou z variant je ponechání vodorovného vstupního ústrojí s úpravami (zrušení obtoku u dvouproudového motoru), eventuálně se jedná o přestavbu na vertikální přívod vzduchu. V obou případech je vyžadována instalace filtrační soustavy, která brání vniknutí cizích těles do motoru a dalších podpůrných systémů (ohřev, chlazení). Rozsah filtrace (čištění) se uzpůsobuje podle operačního typu prostředí. Kvalita nasávaného vzduchu závisí na životnosti komponentů (zanášení lopatek) a účinnosti.

Tab. 3 – rozdělení velikostí škodlivých částic, [11] upraveno autorem

Velikost částic	částice
> 5 $\mu\text{m}$	prach, kapky deště, částice mlhy, minerály, kovy
1-2 $\mu\text{m}$	prach, sůl, saze, chemikálie, minerály, kovy
0,3-0,5 $\mu\text{m}$	částice smogu, emise uhlovodíku

První filtrační stupeň, označovaný inertní (předfiltry) zachytává částice prachu do 25  $\mu\text{m}$ . Pokročilejší filtry s viskózním povrchem pohltnou 30 % i více škodlivých částic. Vysoce účinné filtry musí zastavit 95 % všech cizích částic pod velikost 1  $\mu\text{m}$ . Ve většině případů jsou filtry vybaveny samočisticí funkcí k umožnění delšího intervalu výměny.



Obr. 29 – bariérový filtr, [11] upraveno autorem

Teplota na vstupním ústrojí je prvotním rozhodujícím faktorem při konfiguraci spalovací turbíny, odvíjejí se od ní další parametry (vstupní teplota na turbíně, otáčky hřídele, výkon). Pro dosažení ideální vstupní teploty je ústrojí vybaveno systémem regulace vstupní teploty v závislosti na prostředí.[11][18][31]

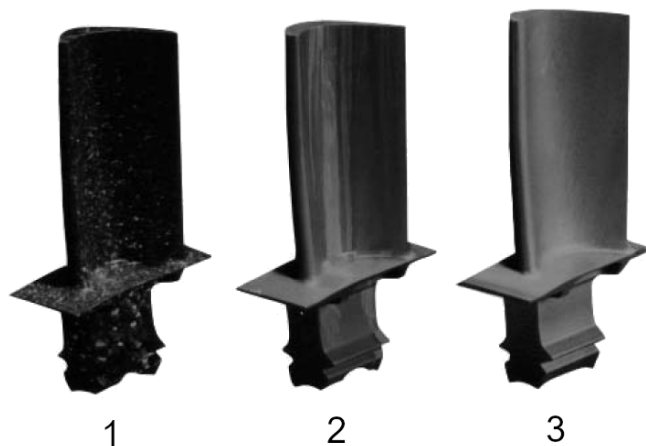
#### 4.1.3 Kompresorové ústrojí

Nejefektivnější metodou transformace turbokompresoru (obvykle vícestupňového axiálního kompresoru pro vyšší výkony a krajně odstředivého pro výkony nižší) z leteckého motoru je částečná modifikace jednotlivých komponentů. Turbokompresor si zachovává vyspělé konstrukční prvky z lehkých slitin doplněné o nové komponenty vytvořené za účelem snížení výrobní ceny transformace, usnadnění výroby a následně i údržby.

Tab. 4 – teplotní rozsah konstrukčních materiálů kompresoru, upraveno dle [18]

Konstrukční materiál	Rozsah teplot [°C]
Polymerní kompozitní materiály	150-250
Hliníkové slitiny	<250
Žárupevné oceli	450-500
Titanové slitiny	<500

Kompresorový prostor se vybavuje senzory na měření tlaku na jednotlivých místech (vstup, výstup), teploty a otáček rotoru.

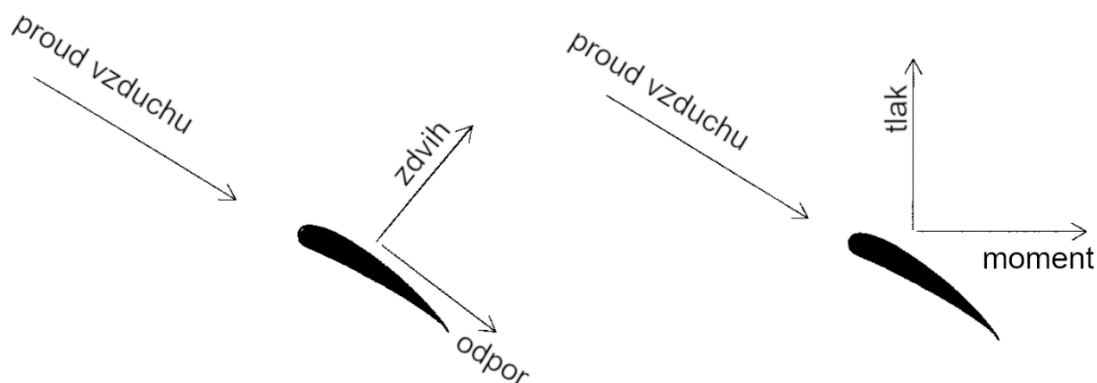


1 – běžná lopatka, 2 – směrové tuhnutí zrna hliníku, 3 – monokrystalová lopatka

Obr. 30 – typy provedení lopatek rotoru, [11] upraveno autorem

Druh úpravy kompresorové části vychází z požadavku na pracovní výkon, respektive z dosažitelného kompresního poměru. Výhodnou metodou je konstrukční úprava již osazeného leteckého kompresoru, kde se převážně řeší repasní činnost (lopatky kompresoru, rozváděcí disky). Vhodnou úpravou je také přidání dalších stupňů kompresoru.

Avšak požadovaný kompresní poměr je daný oproti kompresorům, které se částečně nebo celkově vyvíjí pro přesně stanovené parametry. Rozsáhlejší úpravy mají za následek nahrazení tvarově složitých a materiálově těžkoobpracovatelných lopatek z leteckého motoru za lopatky podstatně technologicky jednodušší. Přídavkem materiálu na profilu lopatky je dosaženo srovnatelné, až vyšší bezpečnosti při provozu a snížení výrobní ceny, přičemž nárůst hmotnosti pro stacionární účely není rozhodující.



Obr. 31 – schéma vlivu sil na lopatku, [11] upraveno autorem

Kompresní poměr je přímo ovlivněn tvarováním lopatky s úhlem náklonu při proudění vzduchu. Pokud je úhel náklonu lopatky příliš strmý, proudící vzduch přestane kopírovat tvar lopatky, přičemž nastává snížení tlaku (pokles zdvihové síly). Poté je zapotřebí dodávat více kroutícího momentu na rotor kompresu, protože působí zvýšená odporová síla na lopatku.

Náklon lopatek zajišťuje dosažení správného úhlu pro nejlépe možný kompresní poměr. Natáčení satorových lopatek provádí buď elektromotor nebo pneumatické válce tlakem užívaného plynného paliva spalovací turbíny anebo válce hydraulické za asistence přidavného čerpadla, který zajišťuje daný pomocný systém.

Díky rozdílným provozním podmínkám založeným na plynulejší regulaci pracovních režimů (delší výdrž v zatížení při konstantních otáčkách) je možné zmenšit radiální vůle mezi rotory a nehybnými částmi k následnému dosažení vyšších kompresních účinností.[11][18]

Účinnost kompresoru  $\eta_c$

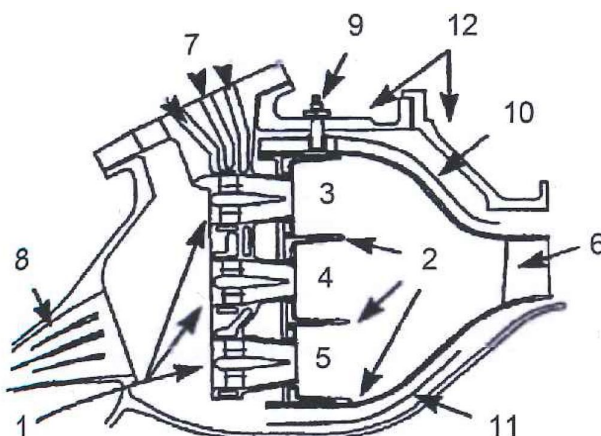
$$\eta_c = \frac{\varepsilon^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\frac{T_1}{T_0} - 1} \quad (4.1.1)$$

kde  $T_0$  představuje teplotu na vstupu do kompresoru a  $T_1$  teplotu vystupující.

#### 4.1.4 Spalovací komora

Spalovací komora může být umístěna vně hlavní části motoru nebo v současnosti mnohem častěji uvnitř konstrukce s provedením prstencovým i smíšeným. Hlavním ukazatelem jsou vnitřní spalovací komory vysloužilých leteckých motorů, které lze snadněji přizpůsobit podmínkám pro pozemní spalovací turbíny.

Spalovací komora leteckého proudového motoru se nijak zvláště neodlišuje od aeroderivátu, a proto nevyžaduje závažných úprav. Zásadním rozdílem je efektivnost hoření různých kapalných i plynných paliv. U spalovacích turbín jsou zavedena přísná emisní omezení z důvodu obvyklého umístění v obydlených oblastech. Využití zemního plynu jako paliva si žádá úpravu trysek, hořáků i úpravu dávkování paliva do spalovací komory, kde nominální účinnost hoření musí dosahovat 99 %. Vstupní teplota plynu, která je přiváděna přímo z kompresu musí dosahovat minimálně 30°C.



1 – trojitý prstenec s 75 hořáky, 2 – Dělicí mezikruží prstenců, 3, 4, 5 – vnější, střední a vnitřní spalovací prostory prstenců, 6 – výstupní usměrňovací ústrojí, 7 – přívod paliva, 8 – vstupní ústrojí z kompresoru, 9 – konzole, 10, 11 – vnější a vnitřní deflektory, 12 – skříň spalovací komory s izolací

Obr. 32 – schéma úpravy spalovací komory aeroderivátu LM6000 firmy GE [18]

Další odlišnosti od leteckých motorů je požadavek na jednodušší technické kontroly a opravy spalovací komory spjaté s vyžadovanou delší životností překračující 100 000 hodin. Hlavním faktorem poukazujícím na provozní dokonalost spalovací komory je čistota vzduchu po kompresi.

Účinnost spalovacího procesu  $\eta_s$

$$\eta_s = \frac{\dot{m}_c * c_p (T_1 - T_0)}{\dot{m}_p * Q_s} \quad (4.1.2)$$

kde  $\dot{m}_c$  je hmotnostní průtok vzduchu z kompresoru,  $\dot{m}_p$  hmotnostní průtok přiváděného paliva a  $Q_s$  tepelné ztráty ve spalovací komoře (radiace a konvekce).[11][18]

#### 4.1.5 Turbína

Pro energetické stacionární účely spalovací turbíny je vhodnější použití jednohřídelové turbíny oproti turbíně dvouhřídelové, především z hlediska zjednodušení transformace. Jednohřídelová turbína mnohostupňová pohání zároveň generátor elektrické energie a kompresor. Ústrojí s více hřídeli rozděluje pohon generátoru a kompresoru na separátních hřídelích jednotlivých turbín.

Výrazným rozdílem v konstrukci turbíny aeroderivátu oproti leteckému motoru je přizpůsobení konstrukce turbíny z důvodu zvýšeného působení osově síly, která vyvolává maximální hodnotu zatížení na vysokotlaký rotor turbíny. Možným řešením se jeví změna tlaku přizpůsobením lopatek plynové turbíny nebo zavedením odlehčovacích prostorů na obou stranách rotoru. Podstatnou částí k redukci zatížení je výměna kuličkových ložisek z leteckého motoru za ložiska osově kluzná, která dokáží přenést větší osově zatížení. S náhradou ložisek je spojeno zesílení nosných prvků ložisek a zavedení lepšího mazání.

Chlazení lopatek rotoru probíhá pomocí jednotlivých otvorů umístěných v prostorách dle závislosti počtu stupňů turbíny. Chladícím médiem je protékající vzduch z kompresoru. Konstrukce chlazení i lopatek rotoru musí být přizpůsobena zvýšeným prašným vlivům. Znemožnění zanášení je provedeno rozšířením průřezu chladících otvorů.

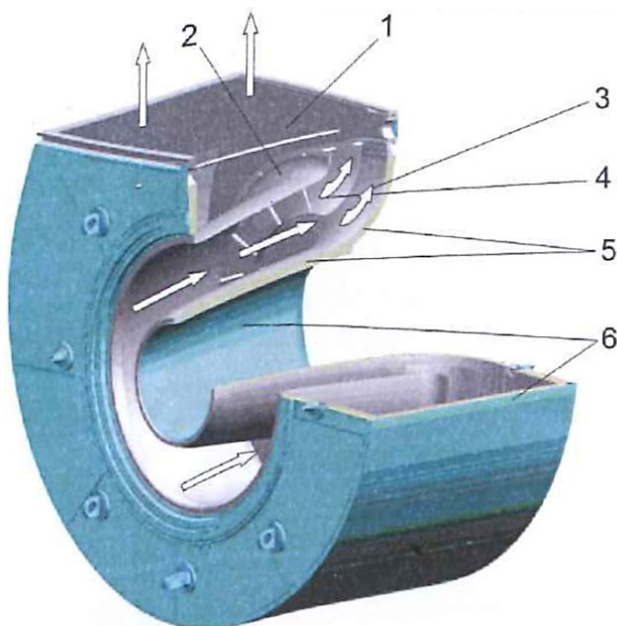
Tvarová konstrukce lopatek zůstává zachována (s menšími úpravami), ale rotorové lopatky, podobně jako u kompresoru, se repasují nebo nahrazují méně technologicky vyspělými lopatkami (úspora drahého těžkoobrobitelného materiálu).

Konečná úprava dosahuje masivnějších a jednodušších konstrukcí, které nemají dopad na provoz, naopak je umožněno použití levnějších materiálů.

Usměrnění otáček na přípustnou mez, vhodnou pro generátor, probíhá z hřídele turbíny přes šikmá a šípová ozubená kola v reduktorech.[11][18][31]

#### 4.1.6 Výstupní ústrojí

Z důvodu lokace pozemních spalovacích turbín poblíž obydlených oblastí jsou kladeny přísné požadavky na odvod škodlivých spalin z ústrojí turbíny a jejich koncentrační snížení na dovolenou hranici, včetně redukce provozního hluku. Instalace vzorkovacích senzorů pomáhá hlídat emisivitu vyfukovaných spalin. Rozměry výstupního ústrojí, ale z důvodu vibrací, nesmí omezit mobilitu a délku výstupní hřídele generátoru.



1 – schránka spirálové skříně, 2, 3 – vnější/vnitřní část usměrňovací spirály,  
4 – soustava deflektorů, 5 – izolační vrstva, 6 – vnější vrstva ochrany  
Obr. 33 – boční hrdlo pro odvod spalin do vertikálního směru [18]

Výstupní ústrojí je nejčastěji řešeno přes prstencový zpomalovací difuzor připojený k bočnímu hrdlu upevněnému na silovém rámu. Úkolem bočního hrdla je osové usměrnění horizontálního proudění spalin na vertikální proudění. Vhodnou volbou usměrňovacích ploch je dosaženo rovnoměrného rozložení výfukových plynů. Izolační vrstvy (vnitřního nebo vnějšího umístění) zamezují nežádoucího přenosu tepla mezi výstupními plyny o zbylé teplotě a okolím.[11][18][32]



Obr. 34 – energetická jednotka NovaLT16 firmy GE [33]

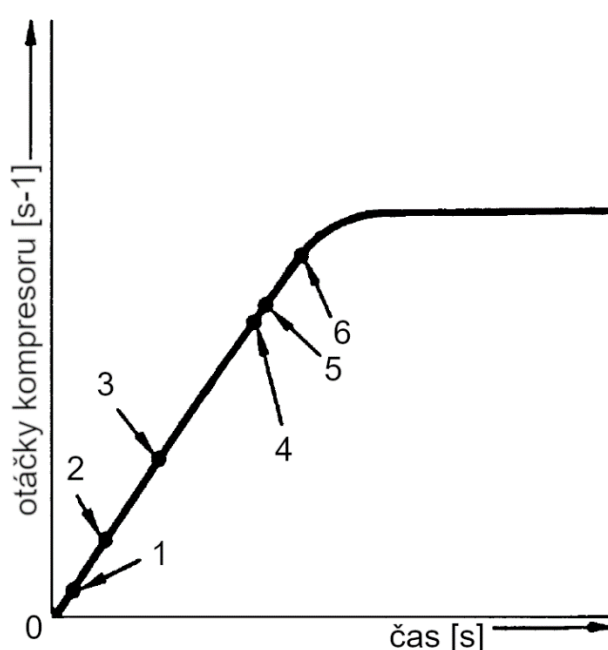
Ústí hrdla může být instalováno až na konci aeroderivátu (konečný prostor za všemi turbínami), popřípadě v různých částech stupňů turbíny (u volné plynové turbíny). Opačný konec usměrňovacího zařízení je speciálně připojený pomocí kompenzátoru teplotní dilatace a vibrací k výstupní šachtě výfukových plynů (výška několik metrů). [11][18]

## 4.2 Pomocné systémy chodu

Při transformaci leteckého motoru na pozemní spalovací turbínu (aeroderivační jednotku) je žádoucí nejen úprava pracovních komponentů v nitru zařízení, ale i asistenčních systémů, které mají přímý dopad na optimální provoz. Některé pomocné systémy jsou zcela odstraněny, jiné jsou přepracovány (palivový, mazací systém) a část z nich doinstalována (systém automatického řízení a kontroly).[18]

### 4.2.1 Systém startu

Spouštění aeroderivátu probíhá plně automaticky (řízeno programem) v krátkém časovém úseku ihned po vydání příkazu pracovníka. Činnost zabezpečuje dopracovaný spouštěcí systém upravený pro dané zařízení (výkon, účinnost, prostředí). Systém obsahuje několik podpůrných složek, jako je zážehový systém a zařízení na roztočení hřídele<sup>16</sup>, které nastupují v daném okamžiku startovací procedury.



0 – čas zahájení startu, 1 – zapnutí zapalovacího systému, 2 – přívod paliva,  
3 – zažehnutí, 4 – mez zrychlování otáček turbíny vlivem hoření, 5 – konec  
zapalovacího systému, 6 – odpojení startovacího systému

Obr. 35 – průběh startovacího režimu v čase, [11] upraveno autorem

<sup>16</sup> K prvotnímu uvedení rotoru kompresoru/turbíny do pohybu může sloužit elektromotor, pneumatický nebo hydraulický motor, či spalovací agregát.

Zapalující časový interval bývá obvykle do 10 vteřin, následuje úplný stabilní rozběh soustrojí při nezatíženém stavu. Dnešní aeroderiváty jsou schopny dosáhnout plného provozního režimu do 5 min (normálně do 10 min) od času stisknutí startovacího tlačítka, avšak při takto rychlém startu klesá životnost aeroderivátu. [11][23][34]

#### 4.2.2 Systém automatického řízení a kontroly

Po úspěšném nastartování přebírá kontrolu automatický řídicí systém, který je speciálně vyvinut pro daný typ aeroderivátu. Úkolem je udržet stabilní chod (konstantní otáčky, stabilní práce) při eliminaci možného nebezpečí a dodržení spolehlivosti zařízení. Instalace snímačů v důležitých uzlech aeroderivátu provádí kontrolu provozní činnosti.[18]

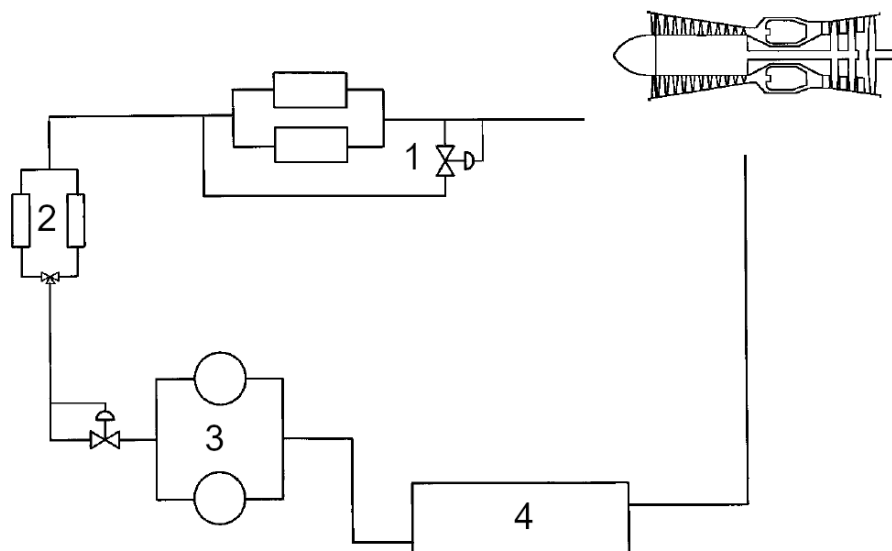
#### 4.2.3 Palivový systém

Výhodou aeroderivátu je využití široké škály různých paliv<sup>17</sup>, přičemž se upravuje řídicí jednotka společně s rozvody palivové soustavy. Nejčastěji se transformuje letecký motor s využitím kapalného paliva na palivo plynné (zemní plyn). Přeprogramování řídicí jednotky vstřikování paliva musí být upraveno na parametry zemního plynu a přívodní potrubí vybavenou sérií uzávěrů.

V poslední době se orientace použitelných paliv rozšířila i o paliva obnovitelná, která se přimíchávají do spalovací komory společně s původními.[18][35]

#### 4.2.4 Mazací systém

Instalace pokročilejšího mazacího systému (založeného na předchozím, ale nemusí být nutně umístěn v motoru) musí v první řadě zaručit snížení tření mezi pohyblivou a nepohyblivou částí (rotor a stator) včetně ložisek. V druhém případě mazací film slouží jako chladicí médium, které odvádí teplo. Jako mazivo se používá (namísto minerálního) syntetický olej, který je anorganicky tvořen sloučeninami pro nejvyšší možnou efektivitu a odolností proti vzplanutí.



1 – olejové chladiče, 2 – filtr, 3 – olejové čerpadlo, 4 – zásobník oleje  
Obr. 36 – schéma mazacího systému, [11] upraveno autorem

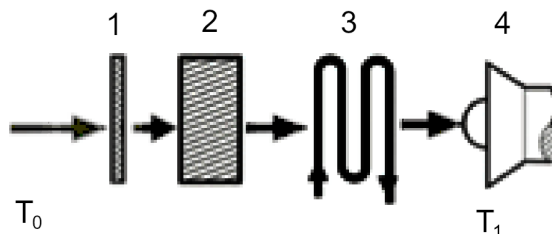
<sup>17</sup> Kapalná paliva (letecký petrolej, nafta), plynná paliva (zemní plyn, ropný plyn, svítiplyn, bioplyn)



Mazací soupravu nemusí nutně tvořit všechna znázorněná zařízení, avšak s jejich využitím se prodlužuje operační doba a zvyšuje celková účinnost.[11][18]

#### 4.2.5 Systém regulace vstupního vzduchu

V případě snížení vstupní teploty pod kritickou hodnotu 4,4 °C (při vlhkosti pod 65 %) může nastat zamrzání lopatek kompresu a následná porucha lopatek kompresoru. Nasávací prostory jsou vybaveny automatickým systémem ohřívачů vzduchu, které zužitkovávají část tepelného výkonu.[36]

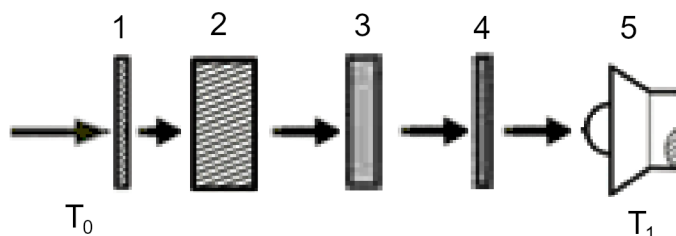


$T_0$ ,  $T_1$  – vstupní/výstupní (kompresorová) teplota, 1 – inertní filtr, 2 – bariérový filtr, 3 – výhřevná spirála, 4 – vstupní ústrojí kompresoru

Obr. 37 – schéma ochrany proti námraze, [36] upraveno autorem

Zbývající teplo ve formě spalín může být odebíráno z některého stupně turbíny, eventuálně za asistence rekuperátoru nebo tepelných výměníků ohřívající kapalinu (olej nebo vodu).[18]

Obdobně se využívá chlazení vstupního vzduchu v podmínkách, kde okolní vzduch dosahuje vysokých teplot. Snižování vstupní teploty a zvýšení relativní vlhkosti se provádí prostřednictvím odpařovacího chladiče zvlhčováním vzduchu. Následkem je zvýšení hmotnostního průtoku vzduchu do kompresoru a poté i kompresní účinnosti. [11][37][38]



$T_0$ ,  $T_1$  – vstupní/výstupní (kompresorová) teplota, 1 – inertní filtr, 2 – bariérový filtr, 3 – odpařovací chladič, 4 – filtr přebytečné vody, 5 – vstupní ústrojí kompresoru

Obr. 38 – schéma odpařovacího chlazení, [38] upraveno autorem

#### 4.2.6 Systém údržby kompresoru

Z důvodů umístění pracovních stanic v nepříznivých podmínkách, kde se vyskytuje velké množství částic (prach, minerální prvky) je vhodné využít údržbového čištění kompresorových částí bez potřeby odstavení spalovací turbíny.

Čistícím prostředkem je ošetřená voda vstřikovaná skrz trysky s regulací přídavného vzduchu na postižená místa, především lopatky (vysokotlakého i nízkotlakého) kompresoru. Čištění během provozu redukuje množství odstávek za účelem čištění<sup>18</sup>. [39]

<sup>18</sup> Čištění zaručí až o 2,3% vyšší výkon s prodlouženým intervalem údržby až o 2000 hodin. [GE]



#### 4.2.7 Protipožární ochranný systém

K zařízení se instaluje bezpečnostní hasící systém opatřený mnoha senzory rozmístěnými v sekcích spalovacího motoru (spalovací komora, turbína), který monitoruje množství akumulovaných vstupních (palivových) i výstupních plynů a teplotu v oblastech možného výbuchu.



Obr. 39 – kontrolní panel protipožární ochrany Allestec 800, [40]

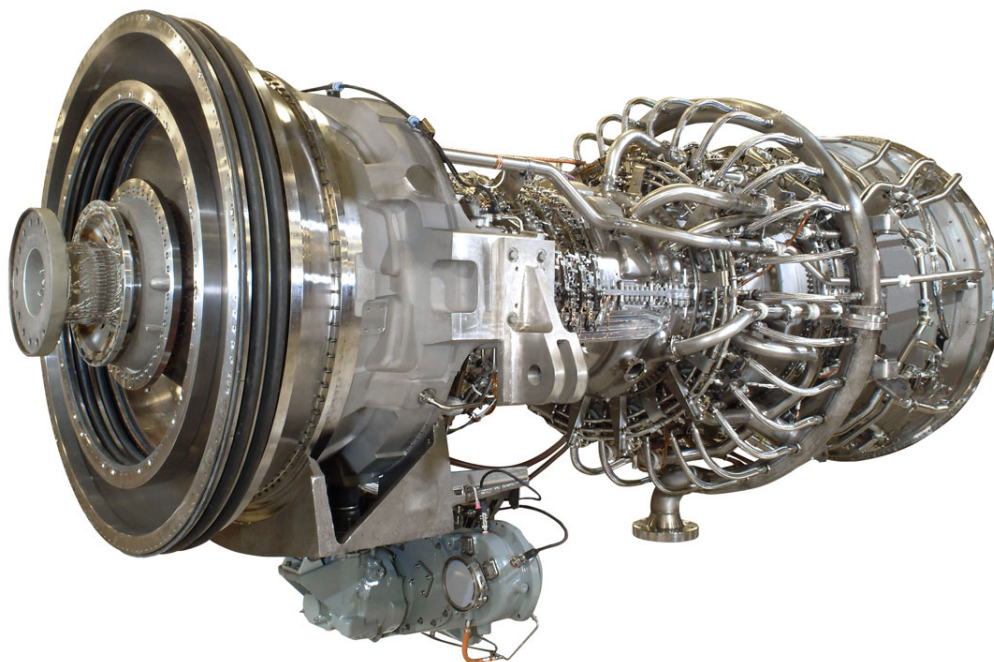
Krizový stav nastává, pokud některý ze snímačů ohlásí nárůst hodnoty o 5 % vůči normálnímu režimu a je ohlášen rozsvícením varovných světel na ovládacím panelu. Pokud hodnota překročí 10 % systém okamžitě s doprovodem výstražných signálů (zvukových i signálních) vypne spalovací turbínu, uzavře přívody paliva a začne přivádět hasící plyn ( $\text{CO}_2$ ) do postiženého prostoru.[18][40]

#### 4.3 Vybrané aeroderivační jednotky

Následně jsou uvedeny nejužívanější aeroderivační jednotky známých firem (General electric, Siemens, Pratt & Whitney Power Systems).

##### 4.3.1 LM100S GE

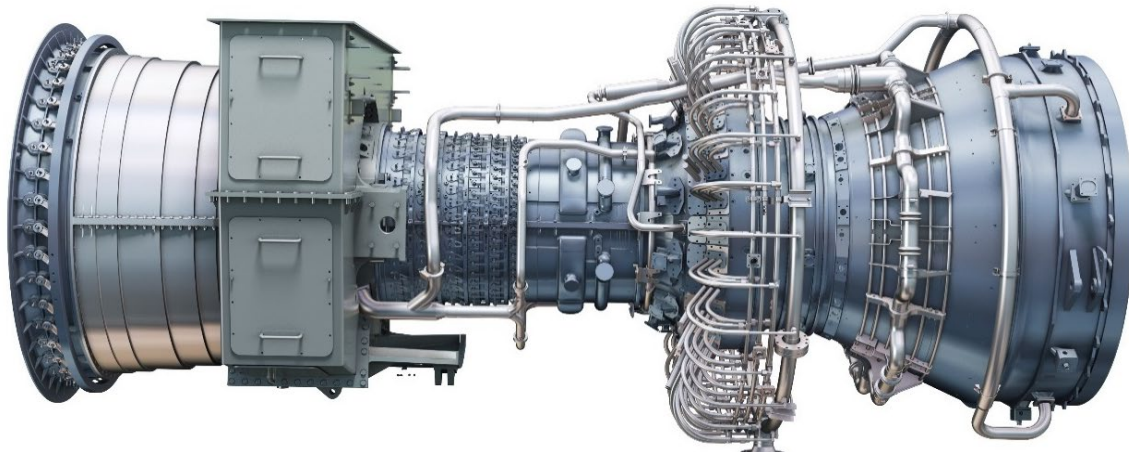
Nejvýkonnější aeroderivační jednotka výrobce General electric s výkonem až 117 MW při 44% účinnosti. Koncepte motoru vychází z leteckého motoru CF6 osazeného na dnešních Boeing 747. Instalace volné plynové turbíny zaručuje operační rozsah otáček bez nutnosti převodovky pro frekvence 50 Hz a 60 Hz.[41]



Obr. 40 – LMS100 výrobce GE [23]

#### 4.3.2 LM6000 GE

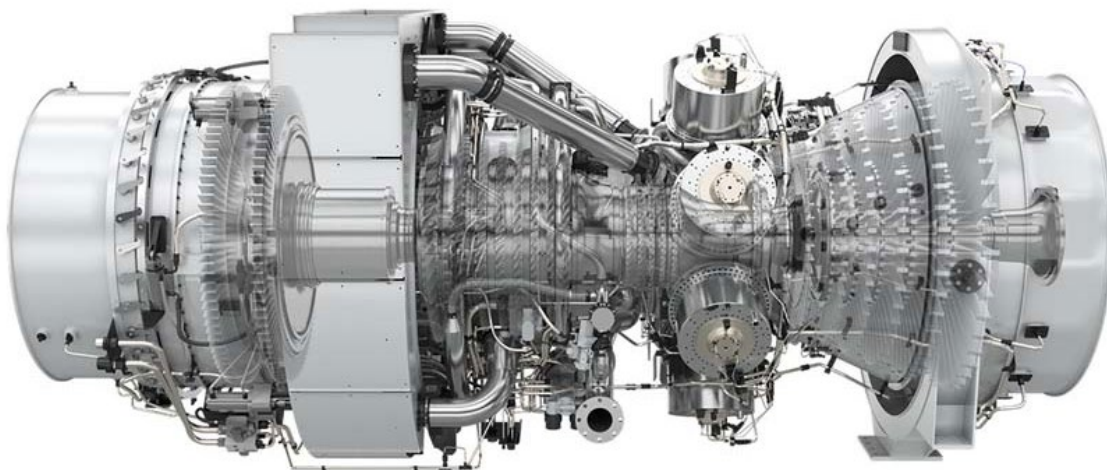
Druhým nejrozšířenějším modelem ihned po LM2500 v rámci výrobce GE se vyznačuje více než 99% spolehlivostí. Díky předinstalovanému krytu je možné nasadit jednotku do místa určení v časovém úseku od 3 do 12 měsíců. Dosahuje úplného výkonu 45 MW při 39,4% účinnosti za pouhých 5 minut.[23][41]



Obr. 41 – LM6000 výrobce GE [23]

#### 4.3.3 SGT-A65 Siemens

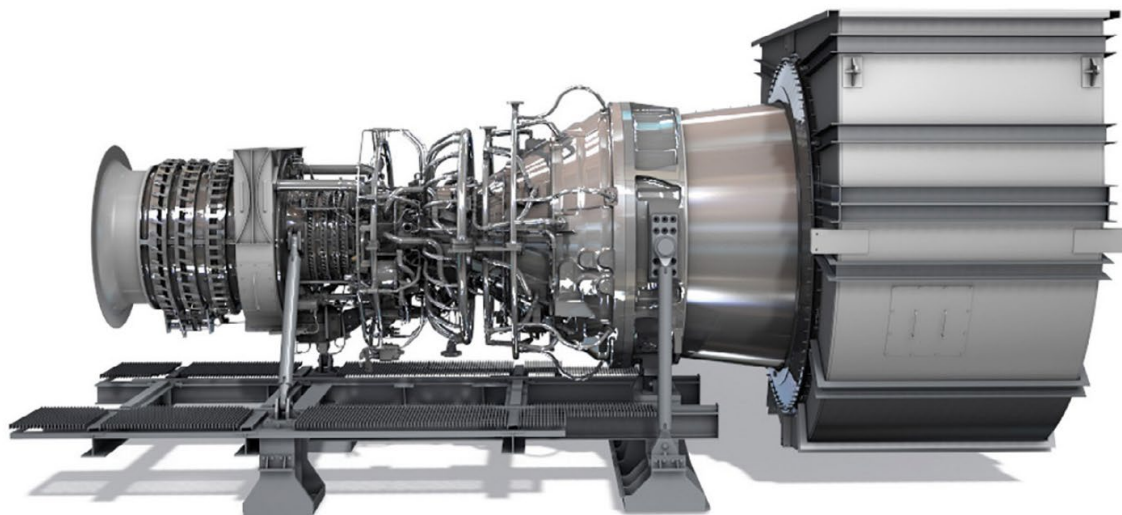
Jednotka vznikla úpravou tříhřídelového proudového motoru výrobce Rolls-Royce v návaznosti na osvědčené předchozí verze. Výhodou je velice krátká doba spuštění (7 min) a dosažení maximálních otáček ( $3000\text{--}3600\text{ min}^{-1}$ ) při výkonu 65,9 MW a účinnosti 43,8 %. Kompresní poměr činí 39,6:1. Konstrukce se skládá z osmi modulů.[42]



Obr. 42 – SGT-A65 (50hz) výrobce Siemens [42]

#### 4.3.4 FT4000 SWIFTPAC PWPS

Firma P&W Power Systems čerpá z leteckých proudových motorů výrobce Pratt & Whitney. Vyznačuje se modulární konstrukcí a uvedení do provozu během 10 minut a výkonem 60 MW s 41% účinností.[41][43]



Obr. 43 – FT4000 SWIFTPAC výrobce P&W Power Systems [43]

## ZÁVĚR

Tato bakalářská práce popisuje obecné principy pro transformace leteckých proudových motorů využívaných v dnešním leteckém průmyslu na aeroderivátní jednotky určené pro energetické účely. K jejich nesporným výhodám patří vysoká účinnost v kogeneračním provedení, velké rozsahy elektrických i tepelných výkonů, rychlá odezva při startu, spolehlivost odvozená od leteckých motorů s milióny provozních hodin a rozměrová kompaktnost jednotky při relativně nízké hmotnosti. Vazba na typové výrobky zároveň zaručuje poměrně dobrou dostupnost aeroderivačních jednotek.

V dnešní době se stále více rozšiřuje poptávka po energetických kogeneračních jednotkách pro různé účely a typy budov po celém světě. Jednou z možností jsou právě aeroderivační jednotky spalující ropná paliva i rozšiřující se bioplyn v rámci bioplynových stanic. Každopádně, až budoucnost nám ukáže, kam bude směřovat další vývoj v tomto odvětví, především při předpokládaném úbytku fosilních paliv.

Při snaze získat co nejvíce informací, a tak zodpovědně popsat veškeré konstrukční prvky a pomocné systémy podléhající transformaci, jsem často narážel na problém dohledat detailnější dostupné informace. Důvodem je podle mého názoru především zájem firem o neposkytnutí bližších technických informací. Mnoho výrobců leteckých motorů uzavírá smlouvy s jinými energetickými firmami na základě inovace jejich aeroderivátních jednotek. Dalším faktem je, že potřeba přestaveb vysloužilých leteckých motorů ustoupila a jejich výrobci se spíše přiklání k produkci aeroderivátů z vlastních typových řad. Kategorizace jednotek pozastavila rozšířený transformační proces různých typů motoru a dnes se již jedná o inovativní činnosti k dosažení lepších účinností a vyšších výkonů již zavedených aeroderivátů.

Ačkoliv je tato bakalářská práce obsáhlá, nepojednává o dalších konkrétních případech transformace se zaměřením na detailnější popis. Téma práce by bylo možné převést do rozsahu diplomové práce z hlediska rozvedení poslední kapitoly nebo samostatných podkapitol, které by se dopodrobna věnovaly jednotlivým segmentům aeroderivační jednotky včetně jejich systémů.

Díky této bakalářské práci jsem dostal nový přehled o dění v odvětví lopatkových strojů v energetickém průmyslu a blíže se seznámil s velmi zajímavou problematikou transformačního procesu leteckých motorů.

## SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] PAVELEK, Milan. Termomechanika. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011. ISBN 978-80-214-4300-6.
- [2] PAVELEK, Milan. Termomechanika: Pro studenty strojních fakult,[Prezentace z přednášek] [online]. Brno, 2013 [cit. 2019-03-22]. Dostupné z: <https://moodle.vutbr.cz/course/view.php?id=198764>
- [3] ÇENGEL, Yunus A a Michael A BOLES. Thermodynamics: an engineering approach. 7th ed. in SI units. New York: McGraw-Hill, 2011, xxv, 978 s. : il. + 1 CD-ROM. ISBN 978-007-131111-3.
- [4] ŠKORPÍK, Jiří. Tepelné oběhy a jejich realizace, Transformační technologie, 2006-11, [last updated 2018-01-17]. Brno: Jiří Škorpík, [on-line] pokračující zdroj, ISSN 1804-8293.
- [5] VYSLOUŽIL, Tomáš, Obecný cyklus v p-v a T-s diagramu – GeoGebra. GeoGebra | Free Math Apps - used by over 100 Million Students & Teachers Worldwide [online]. Copyright © 2018 GeoGebra [cit. 21.02.2019]. Dostupné z: <https://www.geogebra.org/m/RXNH9WWD>
- [6] INOZEMCEV, N. V. a V. S. ZUJEV. Spalovací turbíny pro letadla. Praha: Průmyslové vydavatelství, 1952. Knižnice kovoprůmyslu (Průmyslové vydavatelství).
- [7] DOKOUPIL, Eduard. Turbíny pro Luftwaffe: zrod a popis prvních německých proudových motorů. Světlá: Vydáno vlastním nákladem, 2015. ISBN 978-80-260-8153-1.
- [8] FALT7N, J. Současná nabídka výrobců dopravních letadel a očekávané požadavky trhu letecké přepravy osob a zboží, Pardubice: Univerzita Pardubice, Dopravní fakulta Jana Pernera, Katedra technologie a řízení dopravy, 2008. 52 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Miroslav Slivoně.
- [9] KOCÁB, Jindřich. Letadlové motory. Praha: KANT, 2000. ISBN 80-902914-0-6.
- [10] ROLLS ROYCE. The jet engine. 5. Derby, England: Renault Printing Co, 1996. ISBN 0902121235.
- [11] GIAMPAOLO, Tony. Gas turbine handbook: principles and practice. 4th ed. Boca Raton, FL: CRC Press, c2009. ISBN 978-1-4398-0191-8.
- [12] Types of Gas Turbines. NASA Glenn Research Center [online]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/trbtyp.html>.
- [13] CzechAirliners.net - Machovo číslo v letectví. CzechAirliners.net - ÚVODNÍ STRÁNKA [online]. Copyright © Czechairliners.net [cit. 22.03.2019]. Dostupné z: <https://www.czechairliners.net/index.php/archiv-clanku-1/1011-rychlost-letadel-podle-machova-cisla.html>
- [14] ŠKORPÍK, Jiří. Návrh axiálních stupňů lopatkových strojů, Transformační technologie, 2011-03, [last updated 2018-12-13]. Brno: Jiří Škorpík, [on-line] pokračující zdroj, ISSN 1804-8293. Dostupné z <http://www.transformacni-technologie.cz/19.html>.
- [15] ŠKORPÍK, Jiří. Geometrie a materiály lopatkových strojů, Transformační technologie, 2009-10, [last updated 2018-11-19]. Brno: Jiří Škorpík, [on-line] pokračující zdroj, ISSN 1804-8293. Dostupné z <http://www.transformacni-technologie.cz/15.html>.
- [16] ŠKORPÍK, Jiří. Konstrukce tepelných turbín a turbokompresorů, Transformační technologie, 2011-06, [last updated 2016-03-07]. Brno: Jiří Škorpík, [on-line] pokračující zdroj, ISSN 1804-8293. Dostupné z <http://www.transformacni-technologie.cz/24.html>.



- [17] KUSSIOR Zdeněk, Letecké motory - rozcestník (LeteckeMotory.cz). Úvodní stránka (LeteckeMotory.cz) [online]. Copyright © [cit. 19.02.2019]. Dostupné z: <http://www.leteckemotory.cz/clanky/>
- [18] HOCKO, Marián. Transformace leteckých lopatkových motorů na spalovací turbíny. Plzeň: Západočeská univerzita v Plzni, 2012. ISBN 978-80-261-0218-2.
- [19] KLING, Colin. Process Description: How a Turbofan Engine, Univerzita obrany [online]. Copyright © [cit. 27.03.2019]. Dostupné z: [https://moodle.unob.cz/pluginfile.php/31807/mod\\_resource/content/1/Turbofan%20engine.pdf](https://moodle.unob.cz/pluginfile.php/31807/mod_resource/content/1/Turbofan%20engine.pdf)
- [20] Jak se letadla dělí podle typu pohonu a principy fungování různých druhů letadlových motorů | Svět letecké dopravy | Série & speciály | Flying Revue. Flying Revue - Vše pro příznivce létání [online]. Dostupné z: <https://www.flying-revue.cz/svet-letecke-dopravy-struktura-letadloveho-parku>
- [21] KOUSAL, Milan. Spalovací turbíny stacionární: teorie a výpočty. Praha: Státní nakladatelství technické literatury, 1965.
- [22] KADRNOŤKA, Jaroslav. Tepelné turbíny a turbokompresory I. Brno : Akademické nakladatelství CERM, 2009. 308 s. ISBN 80-7204-346-3.
- [23] Aeroderivative and Heavy-Duty Gas Turbines | GE Power. GE | Imagination at Work [online]. Copyright © 2019 General Electric [cit. 14.05.2019]. Dostupné z: <https://www.ge.com/power/gas/gas-turbines>
- [24] C65, Capstone Turbine Corporation (CPST). Capstone Turbine Corporation (CPST) [online]. Copyright © Copyright 2019 Capstone Turbine Corporation All rights reserved. Powered by [cit. 15.04.2019]. Dostupné z: <https://www.capstoneturbine.com/products/c65>
- [25] ŠUROVSKÝ, Jan. Spalovací turbíny: Od mikroturbíny k elektrárnám. [Česko]: J. Šurovský, 2013. 245 s. ISBN 978-80-260-4106-1
- [26] ŠKORPÍK, Jiří. Tepelné turbíny a turbokompresory, Transformační technologie, 2011-02, [last updated 2014-02]. Brno: Jiří Škorpík, [on-line] pokračující zdroj, ISSN 1804-8293
- [27] VOBOŘIL, David. Paroplynové elektrárny v ČR. O energetice [online]. 27. duben 2015 [cit. 2019-04-22]. Dostupné z: <https://oenergetice.cz/elektrina/paroplynove-elektrarny-v-cr/>
- [28] Mikroturbíny jsou perspektivní i pro městskou energetiku | Moderní Obec. Moderní Obec | Moderní Obec [online]. Dostupné z: <https://www.moderniobec.cz/mikroturbiny-jsou-perspektivni-i-pro-mestskou-energetiku/>
- [29] AE-T100NG Products. Ansaldo Energia [online]. Copyright © Ansaldo Energia 2019 [cit. 14.05.2019]. Dostupné z: <https://www.ansaldoenergia.com/microturbines/Pages/Products.aspx>
- [30] TRYSKOVÉ MOTORY, KTERÉ POHÁNĚJÍ LODĚ I SUPLUJÍ LOKÁLNÍ ELEKTRÁRNY. Techmagazín: měsíčník pro technické obory, vědu, výzkum, strojírenství, plastikářský a automobilový průmysl, IT a technické školství. 2014, 41. ISSN 1804-5413.
- [31] ŠKORPÍK, Jiří. Plynová turbína v technologickém celku, Transformační technologie, 2011-04, [last updated 2017-03-07]. Brno: Jiří Škorpík, [on-line] pokračující zdroj, ISSN 1804-8293
- [32] LOUD, R.L. a A.A. SLATERPRYCE. Gas turbine inlet air treatment. Gas turbine power plants systems [online]. Schenectady, New York: GE company, , 26 [cit. 2019-04-21]

- [33] NovaLT16 | Baker Hughes, a GE Company. Baker Hughes, a GE Company | BHGE | Fullstream Oil & Gas [online]. Copyright © [cit. 21.04.2019]. Dostupné z: <https://www.bhge.com/novalt-family-gas-turbines/novalt16>
- [34] Fast Start Upgrade| Fast Start | GE Power. GE | Imagination at Work [online]. Copyright © 2019 General Electric [cit. 22.04.2019]. Dostupné z: <https://www.ge.com/power/services/gas-turbines/upgrades/fast-start>
- [35] Liquid To Dual Fuel - LM6000 | GE Power. GE | Imagination at Work [online]. Copyright © 2019 General Electric [cit. 22.04.2019]. Dostupné z: <https://www.ge.com/power/services/gas-turbines/upgrades/liquid-to-dual-fuel-lm6000>
- [36] Anti-Icing Upgrade | GE Power. GE | Imagination at Work [online]. Copyright © 2019 General Electric [cit. 21.04.2019]. Dostupné z: <https://www.ge.com/power/services/gas-turbines/upgrades/anti-icing>
- [37] Aeroderivative Turbine Inlet Air Cooling System Upgrade | GE Power. GE | Imagination at Work [online]. Copyright © 2019 General Electric [cit. 21.04.2019]. Dostupné z: <https://www.ge.com/power/services/gas-turbines/upgrades/inlet-air-chilling-system>
- [38] Evaporative Cooler | GE Power. GE | Imagination at Work [online]. Copyright © 2019 General Electric [cit. 21.04.2019]. Dostupné z: <https://www.ge.com/power/services/gas-turbines/upgrades/evaporative-cooler>
- [39] High Flow Online Water Wash Upgrade | GE Power. GE | Imagination at Work [online]. Copyright © 2019 General Electric [cit. 21.04.2019]. Dostupné z: <https://www.ge.com/power/services/gas-turbines/upgrades/online-water-wash>
- [40] Fire Protection Panel Upgrade for Aeroderivative Turbine Controls | GE Power. GE | Imagination at Work [online]. Copyright © 2019 General Electric [cit. 21.04.2019]. Dostupné z: <https://www.ge.com/power/services/gas-turbines/upgrades/fire-protection-panel>
- [41] AERODERIVATIVE GAS TURBINES | Turbomachinery Magazine. Turbomachinery Magazine [online]. Copyright © 2019 MultiMedia Pharma Sciences LLC [cit. 29.04.2019]. Dostupné z: <https://www.turbomachinerymag.com/aeroderivative-gas-turbines/>
- [42] Gas Turbine Portfolio Brochure: We power the world with innovative gas turbines [online]. Siemens, 2019, , 68 [cit. 2019-04-29]. Dostupné z: <https://assets.new.siemens.com/siemens/assets/public.1551272853.5001be9f0e51e56dbb66dcf0c0130538bf5722cd.gas-turbines-siemens-int.pdf>
- [43] Gas Turbine System Package - FT4000 SWIFTPAC – PW Power Systems. Aero-derivative Gas Turbine Package| Power Generation– PW Power Systems [online]. Copyright © 2013 [cit. 29.04.2019]. Dostupné z: <http://www.pwps.com/gas-turbine-package-ft4000-swiftpac/>

## SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ

Symbol	Veličina	Jednotka
$A_0$	Práce oběhu	J
$a_0$	Měrná práce oběhu	$\text{J} \cdot \text{kg}^{-1}$
$c$	Rychlost zvuku	$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$
$c_p$	Měrná tepelná kapacita za konstantního tlaku	$\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$
$c_v$	Měrná tepelná kapacita za konstantního objemu	$\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$
$f$	Frekvence	Hz
$Q_C$	Odvedené teplo	J
$q_C$	Měrné odvedené teplo	$\text{J} \cdot \text{kg}^{-1}$
$Q_H$	Přivedené teplo	J
$q_H$	Měrné přivedené teplo	$\text{J} \cdot \text{kg}^{-1}$
$Q_s$	Tepelné ztráty spalovací komory	$\text{W} \cdot \text{m}^{-3}$
$K_{ss}$	Koeficient spolehlivosti spuštění	%
$K_p$	Koeficient připravenosti	%
$\dot{m}$	Hmotnostní průtok	$\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$
$\dot{m}_p$	Hmotnostní průtok paliva	$\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$
$\dot{m}_c$	Hmotnostní průtok vzduchu z kompresoru	$\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$
$Ma$	Machovo číslo	—
$n$	Otáčky	$\text{min}^{-1}$
$P$	Výkon	N
$P_e$	Efektivní výkon	N
$P_t$	Tepelný výkon	N
$p$	Tlak	Pa
$T$	Termodynamická teplota	K
$S$	Entropie	$\text{J} \cdot \text{K}^{-1}$
$s$	Měrná entropie	$\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$
$V$	Objem	$\text{m}^3$
$v$	Měrný objem	$\text{m}^3 \cdot \text{kg}^{-1}$
$\varepsilon$	Kompresní poměr	—
$\varepsilon_p$	Tlakový kompresní poměr	—
$\eta_c$	Účinnost kompresoru	%
$\eta_e$	Efektivní účinnost	%
$\eta_s$	Účinnost spalování	%
$\eta_t$	Termická účinnost	%
$\kappa$	Poissonova konstanta	—
$\varphi$	Stupeň plnění	—



## SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK

<b>Zkratka</b>	<b>Název</b>
Č	Čerpadlo
G	Generátor
GE	General Electric
K	Kompresor
M	Motor
NK	Nízkotlaký kompresor
NT	Nízkotlaká turbína
O	Ohřívák
PWPS	Pratt & Whitney Power Systems
S	Spalovací komora
T	Turbína
V	Tepelný výměník
VK	Vysokotlaký kompresor
VT	Vysokotlaká turbína

## SEZNAM OBRÁZKŮ

Obr. 1 – T-s diagram obecného přímého cyklu .....	12
Obr. 2 – T-s diagram obecného nepřímého cyklu .....	12
Obr. 3 – zobrazení Braytonova cyklu v p-V a T-s diagramu .....	13
Obr. 4 – schéma otevřeného Braytonova cyklu .....	13
Obr. 5 – schéma uzavřeného Braytonova cyklu .....	14
Obr. 6 – porovnání tepelných cyklů v T-s diagramu .....	16
Obr. 7 – schéma rozdělení gondoly dvouproudového motoru .....	18
Obr. 8 – vstupní ústrojí proudového motoru .....	19
Obr. 9 – skříň dvoustupňového axiálního kompresoru .....	19
Obr. 10 – ukotvení rotorových lopatek .....	20
Obr. 11 – ukotvení statorových lopatek .....	20
Obr. 12 – systém natáčení statorových lopatek .....	20
Obr. 13 – trubková spalovací komora .....	21
Obr. 14 – prstencová spalovací komora .....	21
Obr. 15 – skříň dvoustupňové turbíny .....	22
Obr. 16 – výstupní ústrojí motoru s přídavným spalováním .....	23
Obr. 17 – jednoproudý letecký motor .....	24
Obr. 18 – dvouproudový motor s velkým obtokovým poměrem .....	24
Obr. 19 – turbovrtulový letecký motor .....	25
Obr. 20 – schéma reduktoru turbohřídelového motoru .....	25
Obr. 21 – těžká průmyslová turbína 7HA.01 výrobce GE .....	27
Obr. 22 – část mikroturbíny C65 od firmy Capstone .....	27
Obr. 23 – SGT-A35 (50hz) výrobce Siemens .....	28
Obr. 24 – kogenerační jednotka AE-T100NG od výrobce Ansaldo energia .....	29
Obr. 25 – modulární koncepce transformované spalovací turbíny .....	31
Obr. 26 – schéma rámové konstrukce .....	32
Obr. 27 – mobilní energetická jednotka TM2500 firmy GE .....	32
Obr. 28 – bariérový filtr .....	33
Obr. 29 – typy provedení lopatek rotoru .....	34
Obr. 30 – schéma vlivu sil na lopatku .....	34
Obr. 31 – Schéma úpravy spalovací komory aeroderivátu LM6000 firmy GE ..	35
Obr. 32 – spirálová skříň .....	37
Obr. 33 – Energetická jednotka NovaLT16 firmy GE .....	37
Obr. 34 – průběh startovacího režimu v čase .....	38
Obr. 35 – schéma mazacího systému .....	39
Obr. 36 – schéma ochrany proti námraze .....	40
Obr. 37 – schéma odpařovacího chlazení .....	40
Obr. 39 – LMS100 výrobce GE .....	41
Obr. 40 – LM6000 výrobce GE .....	42
Obr. 41 – SGT-A65 (50hz) výrobce Siemens .....	42
Obr. 43 – FT4000 SWIFTPAC výrobce P&W Power Systems .....	43

## **SEZNAM TABULEK**

Tab. 1 – pracovní třídy spalovací stacionární turbíny

Tab. 2 – technická životnost a spolehlivost

Tab. 3 – rozdělení velikostí škodlivých částic

Tab. 4 – teplotní rozsah konstrukčních materiálů kompresoru